

卫星设计学（再版）

王希季　李大耀　张永维　著

中国宇航出版社

ISBN 978-7-5159-0827-4



定价：128.00元

卫星设计学

（再版）

王希季　李大耀　张永维　著

中国宇航出版社
·北　京·

版权所有　侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

卫星设计学:再版/王希季,李大耀,张永维著
-- 北京: 中国宇航出版社, 2014.12
ISBN 978-7-5159-0827-4

Ⅰ.①卫… Ⅱ.①王… ②李… ③张… Ⅲ.①人造卫星-设计 Ⅳ.①V423.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 273798 号

责任编辑　彭晨光
责任校对　祝延萍　　**封面设计**　文道思

出　版
发　行　中国宇航出版社

社　址　北京市阜成路 8 号　**邮　编**　100830
(010)68768548
网　址　www.caphbook.com
经　销　新华书店
发行部　(010)68371900　(010)88530478(传真)
(010)68768541　(010)68767294(传真)
零售店　读者服务部　北京宇航文苑
(010)68371105　(010)62529336
承　印　北京画中画印刷有限公司

版　次　2014 年 12 月第 1 版
2014 年 12 月第 1 次印刷
规　格　787×1092
开　本　1/16
印　张　27.25
字　数　342 千字
书　号　ISBN 978-7-5159-0827-4
定　价　128.00 元

本书如有印装质量问题，可与发行部联系调换

作者简介

王希季　白族，云南大理人，1921 年 7 月出生。中国科学院院士，国际宇航科学院院士，中国空间科学学会名誉理事长、“两弹一星”功勋奖章获奖者。1942 年 11 月毕业于国立西南联合大学，获机械工程学士学位。1949 年 2 月于美国弗吉尼亚理工学院（Virginia Polytechnic Institute）研究生院获科学硕士学位。1950 年 5 月回国后，历任大连工学院（现大连理工大学）、上海交通大学副教授、教授，上海机电设计院总工程师，北京空间机电研究所所长，中国空间技术研究院副院长、科技委主任、返回式卫星总设计师，航天工业部总工程师、航空航天工业部科技委顾问。现任中国空间技术研究院研究员、技术顾问，中国航天科技集团公司科技委顾问，中国人民解放军总装备部科技委顾问，中国科学学会理事会名誉理事长。

在国内，王希季首先提出了“空间资源”、“空间基础设施”、“空间疆域”等新概念。他在国内外学术会议和刊物上发表论文多篇，与他人合著有《船舶汽轮机原理及热计算》《航天器进入与返回技术》《工程设计学》和《空间技术》等著作。

李大耀　汉族，江苏南通人，1940 年 8 月出生。1958 年 12 月上海复旦大学数学系提前毕业，进入中国科学院上海机电设计院

（现北京空间机电研究所）从事航天科技工作，2001 年 8 月退休。曾任北京空间机电研究所科技委常务副主任、研究员，兼任中国空间科学学会第五届理事会常务理事。发表过若干航天领域专业论文和科普文章，与他人合作撰写或编辑过一些航天领域专业著作。

张永维 汉族，辽宁岫岩人，1939 年 11 月生，研究员，历任技术员，工程组长，室主任，卫星型号总设计师、总指挥，863 航天领域专家，总工程师，状态控制委员会主任，现任航天东方红卫星有限公司首席科学家。长期从事卫星技术的研究工作，是中国现代小卫星主要开拓者之一。自主创新组织完成了 CAST968 卫星平台工作，提出了公用平台设计思路，采用新型集成化的星务管理技术，使中国小卫星技术水平达到国际现代小卫星水平。与国内外科学家合作提出了夸父科学卫星计划，先后荣获国家科技进步一等奖一项、二等奖两项，部委级科技进步一等奖三项，2007 年荣获何梁—何利工程建设技术奖，2010 年荣获国际宇航科学院杰出团队成就奖（IAA Laurels for Team Achievement Double Star and Cluster Team）。先后发表论文 20 余篇，参与编写 3 部专著，培育了一支小卫星的专业队伍。

再版序

本书第一版（王希季，李大耀．卫星设计学．上海：上海科学技术出版社，1997）出版以来，至今已过十七个春秋。在这段时间，我国空间技术和事业高速发展，人造卫星已从研究、试验和试用阶段，发展到研发、制造和应用阶段，进入了市场，提供了一些用户需求的和扩大了需求范围的卫星及星座产品，有的应用卫星已组成或正在组成为空间基础设施。《中华人民共和国国民经济和社会发展第十二个五年规划纲要》把“建设导航、遥感、通信等卫星组成的空间基础设施框架”列为国家战略性新兴产业创新发展工程，确定了卫星产业在国民经济和社会发展中的重要地位，指明了发展方向。今后卫星的研发、制造和应用，应以建设能在空间长期稳定运行、满足地面应用需求并能扩大应用范围、与地面配套设备共同构成的空间基础设施大系统为主。作为空间技术组成部分的卫星设计学必须密切结合国情同步发展。本书再版将对第一版作适当的更新和补充，以适应卫星的发展态势。

卫星的发展，其品质和经济性起关键作用，必须高度重视进入市场的研发创新能力和制造效率。而任何一颗卫星和由卫星组成的空间基础设施的品质和经济性以及研发创新能力和制造效率都是设计和创造出来的。卫星的设计由以卫星总设计师为首的设计师团队完成。卫星和星座组成的空间基础设施是由包含设计师团队在内的大工程系统研制团队创造出来的。不仅仅是卫星设计师团队的成员应具有卫星设计学知识，而是整个大工程团队的成员都应具有卫星

设计学的基本知识。这样，大工程团队就容易取得共识，从而更加有力推进工程进度。

本书再版的内容主要包括：结合卫星及其组成的空间基础设施设计阐述工程设计学的基本理论，研究卫星的本质特征（按天体力学规律运行，存在于外层空间和高度自动化活动，服务于在地上的人类），讨论卫星设计的主要规则和方法、对设计方案的评估、卫星的可靠性和经济性问题。这些方面都是卫星设计，特别是卫星总体设计的共性问题。在这些共性问题中，客观上存在着一些必须认识和遵守的规律。本书重点之一就是要尽可能准确地指出这些规律和明确地阐述这些规律。

卫星设计学是一本较为集中地讨论卫星及其组成的空间基础设施设计有关问题的专著，阐述的内容涉及诸多方面，缺点错误在所难免。希望本书能起到抛砖引玉的作用，能得到设计师们和有关工程技术工作者以及组织者的批评和指正，以促进我国工程设计学的发展。

作　者

2014 年 8 月

目　录

第 1 章　绪论 …… 1

1.1　卫星设计学 …… 1

1.1.1　工程设计学 …… 1

1.1.2　卫星设计学 …… 2

1.2　科学、技术和卫星设计 …… 4

1.2.1　科学和技术的区别 …… 4

1.2.2　技术的定义 …… 6

1.3　卫星工程系统和卫星 …… 8

1.3.1　卫星工程系统的组成 …… 8

1.3.2　卫星的主要组成 …… 10

第 2 章　卫星特性和卫星设计特点的讨论 …… 12

2.1　卫星特性的探讨 …… 12

2.1.1　卫星的系统性质 …… 12

2.1.2　卫星对特殊环境的适应性 …… 18

2.1.3　卫星的高度自动化性质 …… 22

2.1.4　卫星的危险品性质和安全设计 …… 23

2.1.5　卫星设计的程序性质 …… 24

2.1.6　卫星设计的创造性 …… 26

2.2　卫星设计的特点 …… 30

2.2.1　由卫星个性引发的特殊的设计问题 …… 30

2.2.2　由运载器有效载荷引发的设计特点 …… 32

2.2.3 适应外层空间环境引发出的设计特点 …… 34
2.2.4 由特殊的一次使用性引发的设计特点 …… 35
2.2.5 由小批量生产引发的设计特点 …… 36
第 3 章 卫星设计程序 …… 37
3.1 卫星设计程序的基本类型和通用模式 …… 40
3.1.1 卫星设计程序的基本类型 …… 40
3.1.2 卫星设计程序的通用模式 …… 43
3.2 卫星的外部设计以及任务和指标的确定 …… 50
3.2.1 卫星的外部环境 …… 50
3.2.2 卫星的外部设计 …… 52
3.3 卫星可行方案论证和设计 …… 58
3.3.1 卫星可行方案论证 …… 58
3.3.2 卫星可行方案设计 …… 60
3.4 卫星总体方案设计 …… 62
3.4.1 卫星总体设计与分系统设计的关系 …… 62
3.4.2 卫星总体方案设计的主要工作 …… 64
3.5 卫星分系统的方案设计 …… 71
3.5.1 卫星分系统设计的性质 …… 71
3.5.2 卫星分系统方案设计的主要工作 …… 72
3.6 卫星的详细设计 …… 76
3.6.1 卫星详细设计的两个阶段 …… 76
3.6.2 卫星分系统的详细设计 …… 78
3.6.3 卫星总体的详细设计 …… 80
3.7 卫星通用设计程序的进一步讨论 …… 84
3.7.1 卫星通用设计程序的简化 …… 84
3.7.2 卫星的设计评审 …… 87
第 4 章 卫星的设计要求 …… 90
4.1 卫星设计要求的构成 …… 92
4.1.1 卫星设计要求的要点 …… 93

4.1.2 卫星的技术和功能要求 …… 95
4.2 卫星设计要求的分析和综合 …… 100
4.2.1 层次分析综合模式 …… 100
4.2.2 目标—约束分析综合模式 …… 106
4.3 卫星设计要求的分解和确定 …… 109
4.3.1 卫星设计要求的分解 …… 109
4.3.2 卫星设计要求的权衡 …… 109
第5章 卫星总体方案设计 …… 112
5.1 卫星总体方案设计的意义 …… 112
5.1.1 卫星总体方案设计的基本点和任务 …… 112
5.1.2 卫星总体方案设计的重要性 …… 114
5.2 卫星总体方案的综合选优 …… 116
5.2.1 系统层次的综合选优 …… 116
5.2.2 卫星总体技术途径的综合选优 …… 117
5.2.3 卫星内部组成结构的综合选优 …… 119
5.3 组成卫星的分系统 …… 121
5.3.1 分解卫星组成的三种途径 …… 121
5.3.2 卫星按功能层次的分解 …… 122
5.3.3 卫星按承担功能的分解 …… 123
5.3.4 按实现功能的过程进行分解 …… 127
5.4 卫星的设计模型 …… 128
5.4.1 卫星设计模型的特性 …… 128
5.4.2 卫星总体方案的内部组成结构模型 …… 129
5.4.3 卫星总体方案的数学模型 …… 132
5.5 卫星总体设计指标的分配 …… 135
5.5.1 卫星功能分析 …… 136
5.5.2 卫星总体设计指标分配方法 …… 138
第6章 卫星轨道设计 …… 152
6.1 卫星轨道设计要求 …… 153

6.1.1 外部环境对卫星轨道设计的支持与制约 …… 154
6.1.2 卫星轨道设计的主要要求 …… 156
6.2 卫星轨道的基本概念 …… 157
6.2.1 地心赤道坐标体系 …… 157
6.2.2 地心直角坐标系 …… 159
6.2.3 卫星轨道的零级近似解 …… 160
6.2.4 卫星轨道摄动 …… 163
6.2.5 卫星轨道分类和特点 …… 165
6.3 卫星对地面的覆盖 …… 173
6.3.1 卫星的地面覆盖区 …… 173
6.3.2 卫星的地面覆盖带 …… 175
6.3.3 同轨等距卫星星座的地面覆盖带 …… 180
6.4 卫星轨道和一般星座设计的基本方法 …… 183
6.4.1 对全球覆盖的准回归、太阳同步、低高度圆轨道的确定 …… 183
6.4.2 空间基础设施轨道设计 …… 190
第 7 章 卫星构形设计 …… 201
7.1 卫星构形设计的任务和特点 …… 201
7.1.1 卫星构形设计的任务 …… 201
7.1.2 卫星模装 …… 202
7.1.3 卫星构形设计与卫星结构设计的区别 …… 203
7.2 卫星构形设计的基本要求 …… 204
7.2.1 实现卫星及其组成的功能要求 …… 205
7.2.2 适应外部环境和卫星工程系统限制条件和接口关系的要求 …… 205
7.2.3 实现模块式和集成式布局的要求 …… 210
7.2.4 减少来自外部和内部的各种干扰的要求 …… 211
7.2.5 其他要求 …… 212
7.3 卫星构形的类型 …… 213

7.3.1 不用整流罩和用整流罩的卫星构形 …… 213
7.3.2 不同姿态控制方式的卫星构形 …… 214
7.3.3 具有变轨功能卫星的构形 …… 217
7.3.4 不同主承力构件的卫星构形 …… 223
7.3.5 为满足特殊要求的特殊构形 …… 228
第8章 卫星可靠性设计 …… 234
8.1 卫星的可靠性 …… 235
8.1.1 卫星可靠性的定义 …… 235
8.1.2 卫星可靠性设计 …… 236
8.1.3 对卫星可靠性有重要影响的设计准则 …… 239
8.1.4 可靠性的基本概念 …… 241
8.2 卫星可靠性模型 …… 247
8.2.1 与可靠性有关的定义 …… 247
8.2.2 可靠性模型的建立 …… 250
8.2.3 串联系统可靠性数学模型 …… 252
8.2.4 并联系统可靠性数学模型 …… 254
8.2.5 可靠性串—并联组合系统 …… 259
8.2.6 “n 中取 k”表决系统 …… 262
8.3 卫星可靠性预测 …… 264
8.3.1 卫星可靠性指标论证和可靠性预测 …… 264
8.3.2 元器件计数可靠性预测法 …… 267
8.3.3 数学模型法 …… 268
8.3.4 上下限法 …… 273
8.4 卫星可靠性分配 …… 277
8.4.1 可靠性分配的原则 …… 277
8.4.2 串联系统可靠性分配 …… 278
8.4.3 有并联冗余的系统的可靠性分配 …… 281
8.4.4 可靠性分配的代数方法 …… 282
8.4.5 动态规划法 …… 284

8.5 卫星故障模式、影响及危害性分析 …… 287
8.5.1 概述 …… 287
8.5.2 FMEA 和 FMECA 的基本程序和所需资料 …… 290
8.5.3 故障模式及影响分析 …… 292
8.5.4 危害性分析 …… 301
8.6 卫星故障树分析 …… 306
8.6.1 故障树的建立方法 …… 306
8.6.2 建立故障树 …… 308
8.6.3 故障树的规范化和简化 …… 313
8.6.4 故障树定性分析 …… 322
8.6.5 故障树定量分析 …… 325
第 9 章 卫星集同设计与设计工具的框架 …… 329
9.1 卫星集同设计及其支撑软件 …… 329
9.1.1 概述 …… 329
9.1.2 集同设计对研制工作的影响 …… 330
9.1.3 卫星集同设计进展概况 …… 331
9.1.4 数据源及支撑软件 …… 333
9.1.5 大数据技术 …… 334
9.2 空间环境及其效应的集成分析 …… 336
9.2.1 空间环境模型 …… 336
9.2.2 产品适应空间环境的设计 …… 337
9.3 卫星数字化模装 …… 339
9.3.1 卫星数字化模装流程 …… 339
9.3.2 接口数据单编写及签署 …… 339
9.3.3 三维数字化建模 …… 341
9.4 卫星集同设计实例 …… 349
9.4.1 卫星集同设计中心 …… 349
9.4.2 卫星集同设计实例 …… 350
9.5 卫星热控分系统集同设计 …… 352

9.5.1 概述 …… 352
9.5.2 卫星热分析 …… 355
9.5.3 卫星热控技术 …… 355
9.5.4 高分一号整星热控设计实例 …… 357
第 10 章 卫星成本估算 …… 367
10.1 卫星成本的构成 …… 367
10.1.1 卫星成本估算的重要性 …… 367
10.1.2 成本分析的基本概念 …… 368
10.2 卫星成本估算方法 …… 372
10.2.1 成本估算参照体的选择 …… 373
10.2.2 成本估算公式 …… 373
10.2.3 成本修正因子 …… 379
10.3 卫星成本数据的回归分析 …… 381
10.3.1 回归分析 …… 381
10.3.2 成本的一元线性回归 …… 382
10.3.2 成本的一元曲线回归 …… 384
第 11 章 卫星设计方案评价 …… 386
11.1 卫星设计方案评价的标准和步骤 …… 386
11.1.1 卫星设计方案评价的实质和标准 …… 386
11.1.2 卫星设计方案评价的体系与步骤 …… 387
11.1.3 专家组评价 …… 390
11.2 卫星设计方案的定量评价方法 …… 393
11.2.1 普通评分法 …… 393
11.2.2 层次分析法 …… 398
11.2.3 模糊综合评判法 …… 405
11.3 卫星设计方案评价示例 …… 411
参考文献 …… 418

第1章　绪论

1.1　卫星设计学

卫星设计学是工程设计学的一个分支，在卫星设计学中将应用工程设计学的研究成果，并结合卫星的特殊问题进一步探讨和发展工程设计学。

1.1.1　工程设计学

设计就其一般的含义而言，可以认为是一项为满足特定需求而预先进行的、用来指导行动以达到目的的技术活动。通过这项有目的的技术活动，创制出预期能够解决问题、满足需求的安排、部署、计划、方案、程序、规程、图表、图纸和指导文件等资料。大至一个国家计划的制定，小至一桌饭菜单的提出，都可以视为一项设计，或者说都是具有设计性质的活动。

范围限制在工程技术方面的设计，称为工程设计。它一般指工程技术人员创制出用工程语言（包括文字、术语、符号、计算机程序语言、图形和表格）表达的、预期能够制作出满足设计任务书和指标规定的硬、软件产品和工程项目的全套工程资料的工作。工程和技术部门依据这些设计资料去组织和进行研制，从而制造出符合设计任务书和规定指标的产品和工程。

承担工程设计的工程技术人员，一般称为设计师。设计师从事的工作主要是设计新的或改进原有的产品和工程项目，也就是创造

出原来还没有的或改进原来已经有的设备、仪器、交通工具、飞行器、各类建筑和其他各类的产品和工程等，以满足特定的需求。一般说来，可以满足设计任务书及其指标规定的特定需求的产品和工程项目的设计可能不止一个，因此，设计师还有一个重要的任务，就是密切结合社会现实，通过选优得出能以高效率完成高品质、低风险和良好经济性的产品和工程项目的设计。

据此，工程设计学可定义为探讨工程设计的一般性规律，寻求以高效率完成高品质、低风险和良好经济性工程设计的途径的学科。它是随着技术进步、工业发展和设计师队伍增大的客观形势而形成并发展起来的，并且还会继续发展的一门技术学科。在中国工程技术界，这门学科基本上还处于创建阶段。虽然不同的学者从不同的角度，对工程设计学所下的定义不尽相同，对这门学科所包含的内容也有不同的见解，但是，上述工程设计学定义所概括的内容，即使不是这门学科的全部，至少也是它的重要部分。相信工程设计界对这一点分歧不大。

人类利用天然的资源，创造和建设了现今的世界。这个创造和建设的进程，总的说来是一个加速前进的过程。人类现今赖以生活、工作和生产的一切用品，究其产生过程而言，不论形式如何，其中都必定有一个设计的过程。

1.1.2 卫星设计学

卫星设计学是卫星工程设计学的简称，是专门讨论卫星设计的工程设计学。按一般定义，卫星是人造地球卫星的简称。在本书中将航天器（在外层空间基本按照天体力学规律运行的各类飞行器的总称）中的不载人航天器统称为卫星，但论述的具体内容仍以人造地球卫星为重点。

在地面上设计制造出来的卫星，必须依靠人为的办法使之到达

外层空间，并获得在空间轨道上运行和工作的能力。外层空间是人类新近才进入的一个疆域。这个位于地球稠密大气层之外的新疆域，有着完全不同于地球上的陆地和海洋以及包围地球的稠密大气层的特殊环境。卫星必须进入还必须适应外层空间的特殊环境。

进入外层空间的航天器是探索、研究和认识外层空间这个新疆域的特殊环境和开发、利用存在于其中的空间资源的工具。因此，可以将卫星视为进入并适应外层空间环境，能在这种特殊环境中完全自动化存活（运行和工作），以服务于地上人类的特定需求的一类工程技术的人造物体。空间基础设施可以视为由卫星组成的、在空间建立的、为规模化开发利用空间资源、为多方面提供长期稳定服务的空间设施及其地面配套设备构成的大工程系统。卫星与地球上和稠密大气层内各种人造物体很不相同，属高技术产品，即高知识密集、高投入、高风险和高效益的四高产品，且又具有与其他高技术产品不同的特点，因此在设计卫星时，要特别注意卫星的独特之处，应该结合卫星这种特别强的个性来认识工程设计学的一般规律和运用一般的工程设计方法。卫星设计学也就是在这种认识的启示下提出来的。

卫星设计学可定义为探讨卫星设计的一般规律性，寻求以高效率和高经济性完成在外层空间具有高品质的卫星及空间基础设施设计的途径的学科。它是一门结合卫星很强的个性来探讨工程设计学一般共性的学科。

设计卫星的工程技术人员称为卫星设计师。卫星设计师和其他设计师一样，都应具备设计师应有的素质，但卫星设计师也有其特殊之处。这些特殊之处主要在于卫星设计师要掌握外层空间的自然环境方面知识，要掌握卫星在空间轨道上如何服务于地上人类的知识，要知道卫星是非常昂贵的、具有危险品性质的、高度自动化的高技术产品。卫星设计师在任何时候都不能忘记或忽略卫星是天上

的东西，是在外层空间运行和工作、从天上服务于地面人类的这个基本点。

由于卫星具有不同于地上（陆地和海洋）和稠密大气层内的产品和工程的特殊性，就给卫星的设计和制造带来了很多新的问题，使卫星事业始终摆脱不了高风险的困扰。因此，卫星设计师无一例外地都面临着风险。特别是卫星的总设计师和主任设计师，要分别对整个卫星和各个分系统负责，承担的风险显然更大，责任显然更重。这样，他们在卫星设计中探讨寻求高可靠和低风险卫星的技术途径就显得更为重要。

1.2 科学、技术和卫星设计

卫星设计是一项技术，一项空间技术，一项卫星工程技术，是创造新的不载人航天器及其组成的空间基础设施的一项工程技术活动。为了扩大卫星设计师的知识和视野，使他们正确地理解技术的概念和从技术概念出发在较高的层次上理解工程设计学及其分支——卫星设计学，有必要对科学和技术作一些简要的讨论。

1.2.1 科学和技术的区别

我国很多人习惯于把科学和技术混在一起，不加区分，称之为科学技术或科技；也有相当多的人提到技术就少不了加上科学二字，把技术称为科技。这些把科学硬拉到技术上的现象、做法和看法，扭曲了实质，对科学和技术的发展都没有好处。为此，需要对它们作一定的说明。

科学和技术分属两个不同的范畴。虽然对科学和技术的定义和解释在学术界还有不一致之处，但是在两者有本质区别和不应混同这一点上是没有分歧的。钱学森先生曾多次讲过“科学是认识客观

世界的学问，技术是改造客观世界的学问。”高杰研究员在《中国科学报》上发表的《伪范畴误导下的管理混乱》一文中说：“在哲学中科学与技术不是同一个范畴。”“中文简称的‘科技’不能单独构成一个哲学范畴。”经综合一些讨论科学与技术问题的文章与著作，将科学与技术的主要区别点列于表1-1中，供参考。

表1-1概括的科学与技术的八点主要区别，从不同角度和观点看，肯定还会有不同意见。但是，这张表至少指出了在哲学范畴、任务、形态、目的、与生产的关系、与经济的关系、选题和管理方式等方面，科学与技术是有区别的，两者不能混同。

讨论科学与技术的区别，用意在于从较高的层次上和较大的范围内理解工程设计和卫星设计的性质。讨论科学与技术的区别，并不是要割离科学与技术的联系。自18世纪兴起产业革命以来，科学主要是科学家个人的研究活动、技术只局限于工艺和技能以及科学与技术关系不大的情况得到改变，出现了科学指导技术、技术推动和支持科学发展的相互依存、相互促进、相互交叉、相互渗透的局面。1956年周恩来总理就讲过“基础科学的重大突破，往往推动整个科学和技术的发展，带来重大的技术革新，以至技术革命，从而开拓出前所未有的全新生产领域。”核、计算机、航天、生物工程等现代高技术领域，正是这样开拓和发展起来的，并具有远大的前景。

表1-1　科学与技术的区别

项　目	科　学	技　术
哲学范畴	追求的价值是“真”，是规律，是理论，是道理，是稳定	追求的是工具，是实物，是应用，是效率，是利益，是变化
任　务	认识客观世界，探求客观真理，揭示事物发展规律	改造客观世界
形　态	纯知识形态	物质形态和能直接用于物化劳动的知识形态

续表

项　目	科　学	技　术
目　的	寻求“是什么”、“为什么”和“能不能”的解答	寻求“做什么”、“怎么做”和“有什么用”的解答
与生产的关系	潜在的生产力	直接的生产力
与经济的关系	不确定的或长远的	确定的和直接的
选　题	从自身发展逻辑中选题，自由度大	从社会需求中选题，目标明确
管理方式	柔性的，松散的，社会监督弱	硬性的，严密的，社会监督强

1.2.2　技术的定义

技术有多种定义。不同的时代、不同的学者对技术给出的定义也有不同。本书从物质、能和信息三要素之间相互依存和相互联系的观点出发，来说明技术的定义。即：技术是对能、物质和信息的高级形式的经营；技术用高度有效的方式，以能为杠杆，不断扩大信息的交流和物质形态的变换，以满足人类的需求。这个定义基本上摆脱了把技术局限于技能、工艺、技巧等的理解，基本上说明了技术的领域，便于从较高层次上探讨某一项技术活动，例如卫星设计。

从上述技术的定义，还可以作以下的推论：技术的水平主要表现在能的利用、信息交流、物质变换的能力和满足人类需求的有效程度上；技术的进步主要表现在能的利用、信息交流、物质变换能力的提高，对能、信息、物质经营水平和效率的提高，以及对需求满足程度的提高上。

对能、信息和物质的经营，客观上都存在获取、处理、运输和存储四种形式。因此，可以列一个表（表 1－2）来表示技术所覆盖的领域或范围，表 1－2 所形成的 12 个框格，代表 12 项大的技术领

域。例如，第一框格代表能的获取技术。从一般情况看，第一框格包括矿物能、有机能、水能、风能、太阳能、核能等各种各类能的获取技术；从特殊情况看，第一框格也可只表示某一类或某几类能的获取技术。其他框格的情况也类似。每个框格从一般情况看，代表这个领域的全部技术；从特殊情况看，也可只代表该领域中某一类或某几类技术。

表 1－2 的各列表示对能、信息和物质经营的整个状态的概括。尽管世上有数不清的大大小小的技术行业，但如果把他们的活动抽象起来看，则总可归于获取、处理、运输和存储能、信息和物质的活动之中。能、信息和物质通过获取、处理、运输和存储而产生的时空关系和形态的改变，可分别称为能流、信息流和物质流。因此，也可以把技术说成是有目的和有效地组织能流、信息流和物质流，以改造客观世界、满足人类需求的高级经营形式。

根据上述技术的定义，从卫星是在外层空间高度自动化工作为地面服务的人造物品来讲，卫星设计的技术本质也可理解为：针对卫星的特殊个性，寻求和解决卫星在外层空间有目的和有效地组织能流、信息流和物质流的办法，以改造客观世界、满足人类需求的一种高级经营活动。

表 1－2　技术覆盖的领域或范围

经营方式	要　素		
	能	信　息	物　质
获取	能的获取	信息的获取	物质的获取
处理	能的处理	信息的处理	物质的处理
运输	能的运输	信息的运输	物质的运输
存储	能的存储	信息的存储	物质的存储

1.3 卫星工程系统和卫星

进入21世纪第二个年代，我国已确定卫星技术和卫星产业的发展，以自主创新建立各类空间基础设施、促进国民经济社会的快速发展和人民生活水平的持续提高为主。空间基础设施是在我国空间技术和产业已发展到可以规模化开发利用空间资源、以满足和扩大多方需求的情况下，应运而产生的。它是由多颗开发利用空间资源的卫星（也称应用卫星）或多个这类卫星组成的星座有机组合而成的大工程系统。这个大工程系统，是卫星工程的上一层次系统，它的基础单元就是卫星。

卫星是卫星工程系统的核心组成部分。卫星工程系统是将地面组装测试完成待发的卫星送上天，成为真正意义上的卫星的系统，是卫星的上一层次系统，或者说是产生卫星的外部工程环境。而卫星本身又是由若干个相互关联的部分所组成，具有特定的内部结构。在设计卫星时，需同时考虑外部环境和内部构成两个方面。

1.3.1 卫星工程系统的组成

卫星是进入外层空间，基本遵从天体力学规律，并适应外层空间环境，在此环境中运行和工作，以服务于地上特定需求的一种特殊的人造天体。卫星一般是作为运载器的有效载荷，由运载器从地面上发射送入空间轨道运行的。就这种情况而言，可以说运载器是卫星实现其功能的前提。而运载器——运载火箭或空间运输系统，因其特殊的构形和发射起飞要求，须在专用的发射场和发射工位才能发射。可以说没有发射场就不能发射卫星。运载器携带卫星从发射场起飞直到入轨的飞行状态、飞行轨道和各种指令动作，又都要由地面的测控台站组成的测控网（系统）进行监测和控制。

卫星虽然是高度自动化的产品，但它的轨道一般要由地面测量，它的运行和工作情况一般也要由地面监测和控制。卫星为地上特定需求服务一般有三种途径：一种通过星地之间信息的交流，第二种通过星地的能量传输；第三种由卫星或其返回舱返回地面直接带回空间活动的成果。对卫星的监测和控制，要依靠地面台站组成的卫星测控网。使用卫星为地面服务，则必须有专门的应用产品生成系统，一般简称卫星应用系统。卫星应用系统，是卫星向用户提供卫星产品和服务的系统，不是卫星的用户和使用部门。

从上述可见，卫星对运载器、发射场、测控网和卫星应用系统的关系是相互依存的关系，而运载器对发射场和它的测控网的关系也是依存的关系。也就是说，卫星不可能孤立存在，要拥有卫星必须同时拥有相应的运载器、发射场、测控网和卫星应用系统，缺一不可。不然的话，不是卫星上不了天，就是上天后情况不明；或者是卫星上了天，并且运行和工作正常，但应用系统没有跟上，结果仍达不到满足地上人类特定需求的目的。

因此，必须有一个由卫星、运载器、发射场、测控网和卫星应用系统等这些紧密结合又相互依存的部分所组成的整体，才能拥有卫星。这个由上述五项组成的整体，称为卫星工程系统。与此相应，上述五项则又是卫星工程系统的分系统。在卫星工程系统中，卫星是核心，其他的分系统有的是使卫星进入空间轨道的，有的是支持运载器和卫星的，有的则是卫星服务对象。卫星工程系统的组成和各组成部分之间的主要关系见图1-1。

卫星从运载器获得进入空间轨道的动能和势能。在运载器发射的过程中，卫星作为运载器的有效载荷，必须能够适应运载器及其发射时的环境。因此，设计卫星不仅要把卫星作为一个航天器看待，而且还要把卫星作为它的运载器的有效载荷看待。这是卫星设计的一个特点，卫星设计师对此必须给予足够的重视。同样，卫星

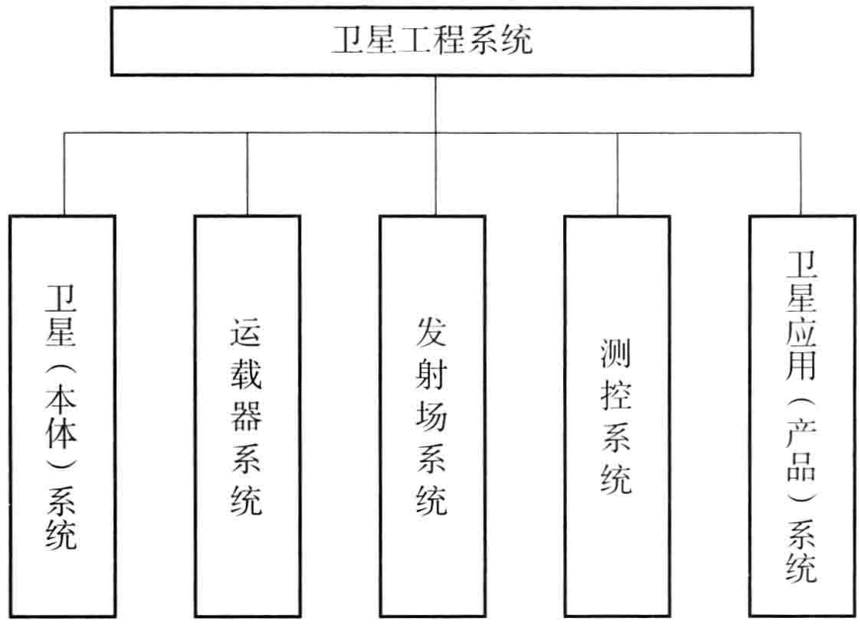


图 1-1 卫星工程系统

在空间轨道上运行和工作或从空间轨道返回地面，需要地面测控站监测和控制，由此还需把卫星作为测控网的测控对象看待，在设计时对地面测控网的功能和布局一定要做适应性的安排。

1.3.2 卫星的主要组成

卫星是从空间轨道为地上特定需求提供产品和服务的。装载于卫星上的、所有服务于地面的仪器、设备和系统，统称为卫星的有效载荷。卫星的有效载荷要由卫星提供能、信息以及适当的人工环境和条件，才能工作和为地上特定需求服务。卫星上用于保证和支持有效载荷工作的仪器、设备和系统，统称为服务和支持系统。有效载荷、服务和支持系统都装载于卫星的结构体上。为了便于安装布置和满足不同的要求，卫星的结构体一般分成几部分。这些分成的部分称为卫星的结构舱，整个卫星的结构体称为卫星结构平台。

卫星结构舱和卫星结构平台配备上必要的服务和支持系统，就分别称为卫星舱和卫星平台。对于单舱式结构平台，卫星舱就是卫星平台。卫星平台不仅能提供其有效载荷所需的安装地位和足够的

支撑，而且还能提供它们所需的环境和条件。显然，卫星平台装载了卫星有效载荷之后，就构成一颗卫星。如果一种卫星平台或此卫星平台经必要的适应性修改后可以满足两种以上的有效载荷的要求，从而可构成两种以上的卫星，则这类卫星平台就称为公用卫星平台。公用卫星平台概念的提出，对卫星事业的发展有重大意义。采用公用卫星平台，可以缩短研制周期、提高可靠性、减小风险和节约经费。

从以上讨论可以看出，尽管卫星是一种由众多仪器和设备、多个分系统组成的，能适应发射和外层空间环境的，可满足其有效载荷要求的高技术产品，但可以把它的组成划分为由卫星结构平台、卫星服务和支持系统以及卫星有效载荷三大部分，如图 1－2 所示。

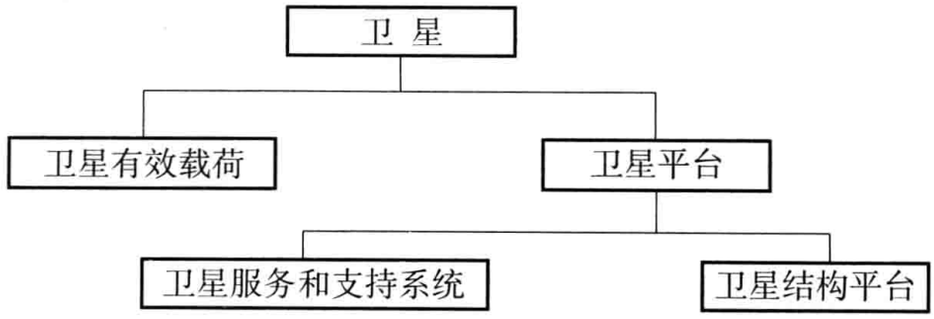


图 1－2　卫星的组成

第 2 章　卫星特性和卫星设计特点的讨论

作为设计对象，一种型号卫星就是一个工程项目，由卫星组成的星座、由卫星或卫星星座组成的空间基础设施也都是工程项目。在工程设计学中，工程项目是所有工程设计对象的总称。不论是一个工厂、一台机器、一套设备或一座建筑物，在作为设计对象时，均可称为工程项目。因此，卫星具有工程项目所具有的一般的共性，如系统性、对环境的适应性、实用性和经济性等。但因卫星需要从运载器获得宇宙速度和到达远离地面的外层空间轨道，在那里运行和工作，以及卫星必须携带或制造足够的能源供运行、工作所用，从而使卫星具有与一般工程项目不同的特殊环境适应性、高度自动化性和危险品性等特性。探讨卫星设计问题应该兼顾其共性与特性。

2.1　卫星特性的探讨

2.1.1　卫星的系统性质

系统论认为系统是世界上一切事物存在的方式。也就是说，世上大大小小的事物，无论是天然的或人造的，都可视为系统。按此观点，可以将工程项目看成是可满足特定需求的人造系统，可以将卫星看成是在空间轨道上运行和工作、可满足地上特定需求的人造工程系统。把工程项目当成系统，用系统论的观点和系统工程的方法来认识和对待工程项目的设计，是工程设计学的一项大进步。用

系统理论观点认识卫星和按系统工程方法做好卫星设计，对提高卫星设计的水平具有重要作用。

（1）卫星系统的整体性

从系统论的观点看，卫星作为一个系统，是由相关的要素（分系统、子系统或组成部分）有机组成的整体。卫星系统具有组成它的相关要素所不具备的整体性质和功能。卫星系统的性质和功能来源于其组成要素之间的相互作用、相互联系而造成的彼此活动的限制和支持、彼此属性的筛选和彼此功能的协同，是不同于各组成要素的新的质态。

系统的性质和功能，也不是其组成要素的性质和功能的线性相加，而是系统整体层次上的新的性质和功能。系统的这种非加和特性是系统论的一项基本规律。系统论的创始人 L·V·贝塔朗菲用“整体大于它的各部分的总和”这句话生动地表达了这一规律。

系统具有整体性，工程项目和卫星系统也具有整体性。因此，卫星设计应从卫星的整体性质和功能出发，从卫星整体与其组成要素（各分系统和直属部件）以及各组成要素之间的相互作用和相互联系中综合地把握设计。换句话说，卫星设计应将卫星整体性质和功能的求得和卫星整体的优化自始至终列为设计工作的首要目标，以此目标来筛选、综合、权衡各组成要素之间的相互作用和相互联系。

在卫星设计中，一定要避免脱离整体功能和整体优化的原则，避免把局部当做整体、突出局部和以局部优化来取代整体优化的违反卫星系统整体性质的倾向和行为。在实际工作中，如果出现这类倾向和行为，必然会导致损失，轻则形成一定的浪费，重则导致卫星任务的失败。因此，对卫星设计师而言，是否具有系统的整体观、能否按系统论从整体上把握卫星的各组成部分、能否掌握卫星整体优化原则至关重要。

(2) 卫星系统的层次性

任何一个工程项目都是处在一定系统层次上的系统，都是比它高一层次的工程项目的一个有机组成要素。而这个工程项目本身又是由比它低一层次的各组成要素有机组成的。

系统论认为，同层次系统与系统之间、系统各层次之间是通过中介即物质、能和信息相互联系的。

这里举一个例子来说明。通信卫星是卫星通信系统的一个分系统。卫星通信系统由通信卫星、运载器、应用系统相关的地球站、发射场、运载器测控网和通信卫星测控网等六个系统有机组成的。这六个系统中的每一个，又都是由比它们低一层次的、相互作用和相互联系的分系统有机组成的。例如，通信卫星是由卫星有效载荷分系统、卫星结构平台、卫星服务和支持分系统有机组成的；这三个分系统又是由比它们层次更低一级的分系统或子系统有机组成的，例如，卫星服务和支持系统是由能源分系统、供配电分系统、姿态控制分系统、轨道控制分系统、遥测和遥控分系统、热控制分系统、电子星务分系统和卫星直属部件等有机组成的。再往下推，上述各分系统又是由比它们低一层次的子系统或部件有机组成的。从这一层次还可往下类推。反过来向上推，假定这个卫星通信工程系统是一个国内的卫星通信系统，则它就是国内无线通信系统的一个分系统。与它同一层次组成国内无线通信系统的还有微波通信系统、短波通信系统、中波通信系统和超长波通信系统等。而国内无线通信系统又是国内通信系统的一个分系统，国内通信系统又是国内信息系统的一个分系统。上述的系统层次关系表示在图 2-1 中。

卫星通信系统的各组成部分之间的联系，通过能、物质和信息的中介是十分清楚的。运载器通过它的发动机系统把推进剂的能量转换成它本身的动能和势能。运载器又把它的动能和势能传递给装载在它上面的有效载荷——通信卫星，使通信卫星获得在空间轨道

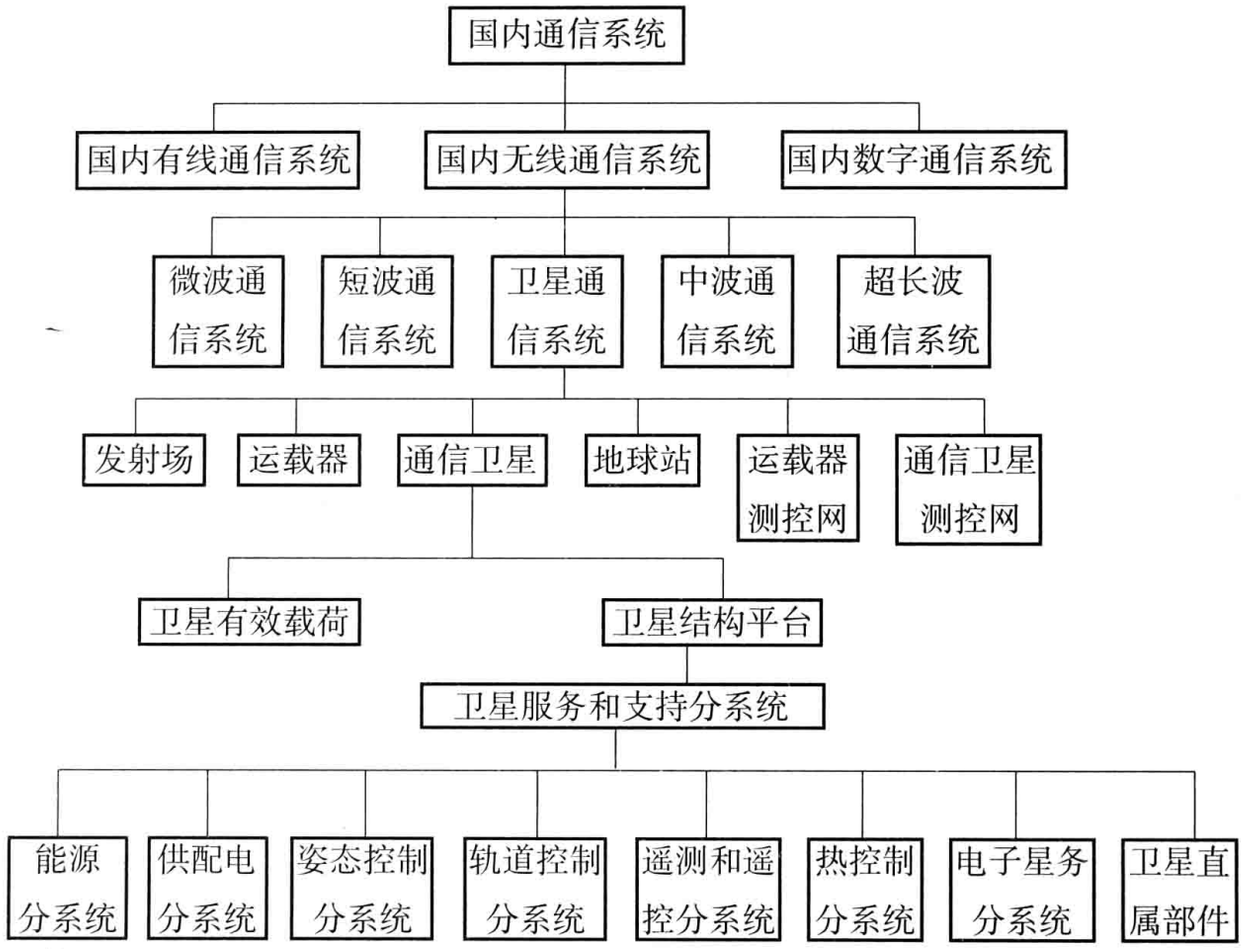


图 2－1　卫星通信系统的系统层次关系

运行所需的速度和高度。由此可见，运载器和卫星之间的联系主要通过能和物质作为中介。而运载器飞行的控制和测量则是通过信息作中介。卫星接收、转发地球站等组成的卫星应用系统的通信主要是通过信息作中介。而传送和转发无线电波又有赖于能的中介，地球站和卫星上的转发器则都是物质。

又如空间基础设施工程的系统层次见图 2－2，处于规模化空间资源开发利用工程的下一层次层和应用卫星工程上一层次。建立由应用卫星组成的空间基础设施，是国家空间技术和事业发展到具备规模化开发利用空间资源条件下，为促进社会和经济发展而做出的战略性决策。

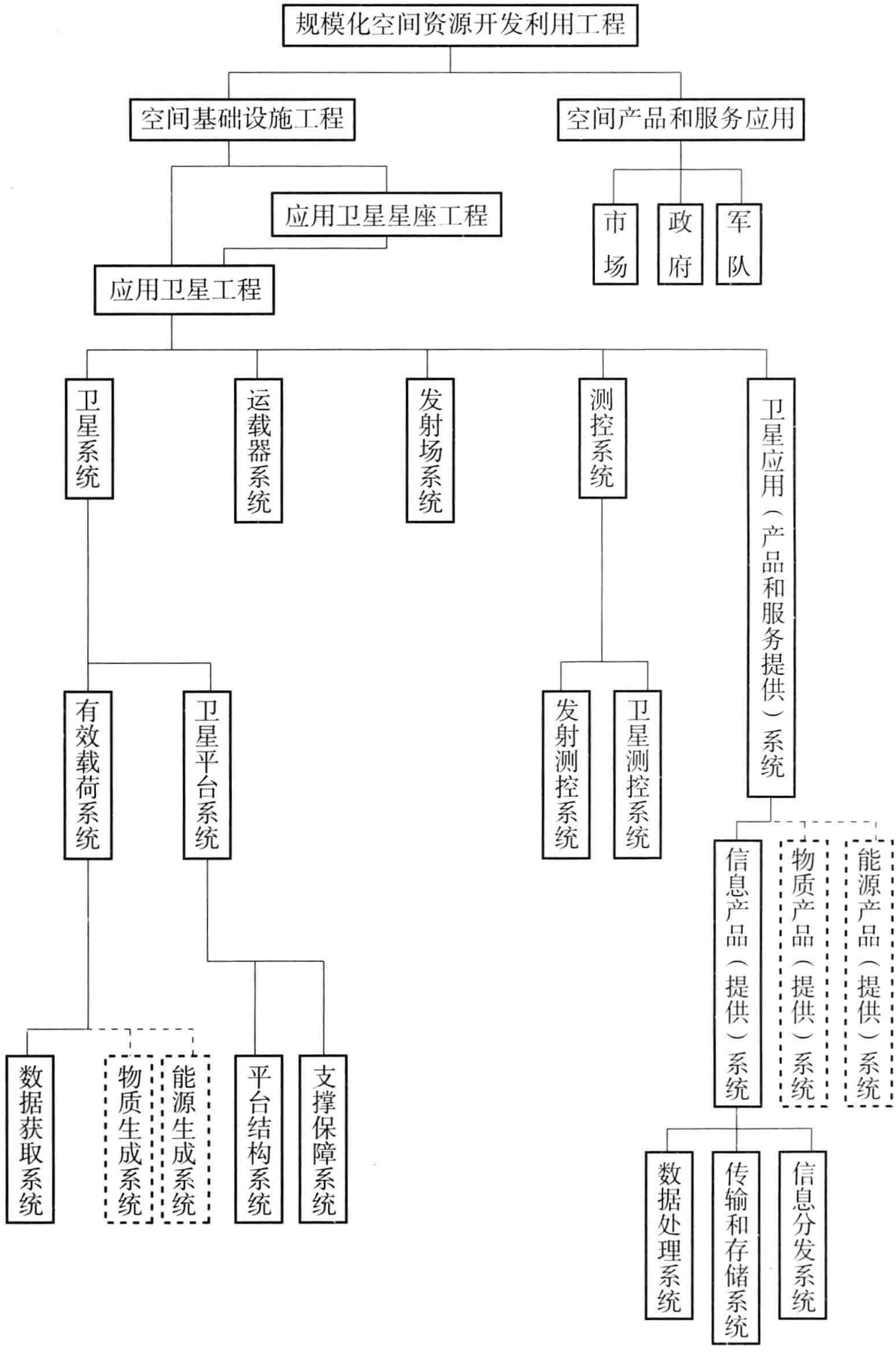


图 2-2 空间基础设施工程系统层次

实线表明现实要做的，虚线表明还不具备条件，还要进行研发的

卫星设计师在进行他们承担的设计任务时，首先应该认清他们所承担的项目位于哪一个系统层次，并且要做一系列的工作使这个项目确实“到位”。系统层次到位有两层含义：一层是要把所设计的项目（系统、分系统或设备）放在它应该位于的层次上；另一层是要把所设计的项目置于它所在层次的恰当位置上。要做到层次到位，卫星设计师应从他们所承担项目隶属的系统整体目标和整体优化原则出发，在实际的限制和支持条件下，协调和明确该项目与其周围环境的联系和关系。层次到位是开展设计工作的前提。

在实际工作中，往往会遇到卫星设计师或管理人员不重视系统层次到位的现象。例如，不深入了解卫星和上一层次系统的整体任务、对设计任务书不进行逐条逐句地分析研究就接受任务、对同级系统的协调不够充分以及对具体的接口关系不甚清楚等，这些都是系统层次没有到位的表现。系统层次不到位或未全到位都是对所承担的设计项目的系统整体性和系统层次性认识不深刻而产生的偏向。

在实际工作中，还常常会遇到“错位”的现象，也就是把非本层次和非本位置上的工作当做自己位置上的工作的情况。例如，卫星应用系统是将卫星生成的可用产品和服务提供给用户的系统，是卫星工程的下一层次、与卫星本体同层次的系统，不是用户使用卫星产品的系统，这个用户使用卫星产品系统往往也称为应用系统，往往出现这两个层次不同内容各异的系统，因“应用”两字分扯不清的现象。把本来不该做的揽来做会产生问题，有时还会产生很大的问题。另外承担上一层次项目任务的人，往往容易出现对本层次的系统整体性专注不够或兴趣不大、而对其下一层次的某个或某几个分系统过度关注或干预过多的倾向。承担下一层次任务的人，又容易出现过分强调或突出局部而忽略整体或不了解整体的倾向。这些都可以归为“错位”一类。

无论是层次不到位或层次错位都是违反客观规律的，都会导致损失，在卫星的设计工作中应力求避免。

2.1.2 卫星对特殊环境的适应性

任何产品和工程项目都要适应它所处的社会、经济、人文和自然环境，也都有它自己的特殊环境。卫星的特殊环境主要有运载器环境和外层空间环境。对返回式卫星，还有卫星返回过程的环境。卫星必须适应这些环境。

（1）对运载器环境的适应性

卫星作为运载器的有效载荷装载在运载器上，必须考虑运载器能否为卫星提供进入空间轨道的能力和合适的装载空间及条件。运载器携带卫星在发射场发射，通过其发动机系统把推进剂的化学能转换成运载器和卫星的动能和势能。当运载器使卫星达到所需的轨道高度和轨道速度、能成为人造天体后，卫星与运载器分离或从运载器释放而入轨。

运载器在发射卫星的整个过程（从起飞到入轨）中，要受到发动机推力、气动升力和阻力、控制力、气动加热以及因发动机起动、熄火和各种分离等引起的冲击力的作用。运载器工作期间所产生的振动、过载、失重、冲击、噪声、热、电磁干扰等因素必然同时施加于卫星之上。因此，卫星必须适应发射它的运载器在发射过程中所产生的严厉环境。换句话说，卫星入轨后要能正常运行和工作，首先必须能够经受住发射的环境和条件的考验。

卫星对运载器环境的适应性，是卫星整体具有的一项特殊的性质，它覆盖卫星的所有组成部分。卫星整体及其所有的分系统和直属部件的设计都要适应运载器的发射环境条件。

卫星设计师在展开卫星设计之前，应该通过卫星的上一层次系统——卫星工程系统的设计师权衡、协调和选择、确定用于发射卫

星的运载器。这种协调既有卫星要适应运载器环境的一方面，也有卫星能承受的环境应作为运载器的一项设计要求的另一方面。在运载器确定之后，卫星设计师应与运载器设计师权衡和协调，明确卫星在运载器上的安装、连接方式和空间位置，要求运载器设计师提供卫星在运载器发射飞行中所遇到的环境条件。在明确了上述条件后，卫星设计师要制定出正式的技术文件分发到有关研制部门和设计师，要求卫星整体及其组成部分的设计都必须适应文件所规定的发射环境条件。

为了检验设计制造出来的卫星整体及其组成部分是否能适应运载器的发射环境，卫星设计师一般还要规定出鉴定和验收的试验项目以及必须达到的量级。负责试验的部门应根据试验的要求，准备必要的试验硬、软条件，制定试验大纲和试验规程。

（2）对外层空间环境的适应性

卫星在外层空间运行和工作，从空间轨道上为地面服务以满足特定的需求，所以它必须适应外层空间环境。对卫星而言，外层空间环境又可分为外层空间的自然环境、因卫星的存在而自然产生的和诱导产生的环境以及人的行为造成的环境等三种。外层空间的自然环境指天然存在的、与卫星是否存在于外层空间无关的环境，诸如：天体力学环境，高真空度和稀薄大气环境，超低温（4 K）背景环境，太阳光、电、热环境，空间辐射环境，地球影响的空间环境和流星体等。因卫星在空间轨道上运行而自然产生的环境有失重环境、卫星尾流极高真空环境和卫星喷气尾流等；因卫星在空间轨道上运行而产生的诱导环境，大都由力学因素、电磁因素、中性气体因素、微粒因素和等离子体因素等诱导产生。由人的行为（包括进行空间活动）造成的环境，一般指空间废杂物——空间垃圾和电磁干扰等。

从事卫星工作的人们，特别是设计师应具有外层空间环境的知

识，了解卫星处于或遭受这些环境影响的概率，认识这些环境对卫星的作用和危害程度，并据此来设计适应这些环境的卫星，赋予卫星对此环境的适应性。

对于外层空间的自然环境，由于卫星在运行期间始终置身于其中，因此在设计时，对可用的自然环境就应该尽可能地加以利用，对危害的自然环境应采取相应的措施来预防或减弱其可能造成的有害影响，使卫星在其工作（设计）寿命期间能够正常运行和工作。某些对卫星来说遭遇概率很小、而且一旦遭遇也难以防范的外层空间环境（例如在卫星有限寿命期间内较大的流星体与卫星的碰撞），由于发生的可能性很小，一般在设计时可以不加考虑。

对由卫星诱导的环境，则应根据卫星的具体情况，对那些在卫星工作寿命期间内确能诱导而产生危害因素的环境建立合理的设计和管理规范。也就是建立既能保证卫星正常功能的发挥，使之能正常运行和工作，又不致过多地增加设计上的防范措施和管理上的负担的规范。用这些规范来限制和减弱诱导环境的危害，使卫星在寿命期间内不致因诱导环境的作用或受诱导环境的污染而产生故障。

对由人的行为而造成的空间废杂物（垃圾）环境，现国际上已有空间碎片联合监制的组织，一般可根据检测数据测算卫星遭遇空间垃圾的概率。对遭遇概率很小的情况，一般可不采取防范措施。对微小的、卫星有条件防护的碎片，卫星在设计时也可采取一定防卫措施保护自己。对难以防护的较大的垃圾，则可采取避让措施，在相遇时错开。对于某些尺寸很大的卫星，由于它们的造价很高，同时它们在轨道上与空间垃圾相遇的概率相对高一些，则可采取预报空间垃圾轨道和适当改变卫星轨道的办法来躲避与空间垃圾遭遇，保护卫星不受损害。

电磁干扰一般有两类。一类是卫星本身的电磁环境所造成的，对这类干扰应通过卫星的电磁相容性设计和试验，使之消除或减小

到无害的程度。另一类是外界干扰，对这类干扰应在充分了解外部各种干扰源的基础上，通过外部设计拟定出卫星须加以回避或抑制这类干扰的要求，供卫星设计采用。

（3）对返回环境的适应性

返回式卫星在外层空间完成了预定任务后，卫星或卫星的返回舱须从空间轨道安全返回地面，从而将卫星有效载荷在外层空间获得的产品——信息载体、空间制品或空间试验物带回地面。为此，返回式卫星或它的一部分（返回舱）要比其他的卫星多经历一个过程，即返回过程。卫星或其返回舱沿运行轨道直接进入，或者离开它原来运行的轨道沿转变后的轨道进入地球稠密大气层，并利用稠密大气层减速到平衡速度后，利用回收分系统进行回收，最终安全降落到地面上的全部过程称为返回过程。

返回式卫星或其返回舱要经历返回过程，就必须适应返回过程的环境。也就是说，返回式卫星或其返回舱必须能够承受由于它返回、进入（稠密）大气层、通过大气层、从宇宙速度减速到着陆速度和着陆所产生的严厉的力学环境、热环境和电离环境。

以同样方式进入其他星球的稠密大气层（如果有的话）、通过其稠密大气层减速并安全着陆于星球表面的航天器或其部分舱段，称为进入式航天器或它的进入舱。如若星球上空不存在大气，则需采用制动火箭来使下降式航天器或其下降舱安全着陆于星球表面。进入式航天器或它的进入舱具有可到达星球表面并在其上面进行工作以满足特定需求的功能。进入式航天器或其进入舱要经历进入过程，必须具有对进入环境的适应性。

返回式卫星或进入式航天器的设计师除了应具有运载器及其发射环境知识和运行过程的外层空间环境知识外，还应分别具有返回环境的知识或进入环境的知识。此外，他们还应掌握返回与进入技术，才能胜任他们所承担的任务。

2.1.3 卫星的高度自动化性质

卫星的高度自动化性质是由于它运行和工作于外层空间环境、远离地面而且又不载人的客观情况而必然要具有的一种特殊性质。这种特殊性质从根本上说来源于卫星存活于外层空间环境之中，或者说来源于卫星对特殊环境的适应性质。卫星在远离地面的空间轨道上运行和工作，它与地面上的同层次的系统——卫星测控系统和卫星应用系统的联系，主要通过信息作中介。对卫星的测量和控制只能通过外测、遥测和指令遥控的方式进行。

一颗卫星在其设计寿命期间内，就是一个在空间轨道上使物质流、能流和信息流有序、自动化运行的整体。它与地面上的同层次系统通过无线遥测、遥控和遥感信息作中介进行联系，以传输地面需要获取、处理和储存的卫星信息和卫星需要从地面获取、处理、转发和存储的信息。

卫星在其工作寿命期间在空间轨道上，根据设计的程序和地面遥控的指令，自动地组织它的能流、物质流和信息流，按规定的程序有条不紊地进行维持它存活和实现它的功能（获取、处理、传输和存储空间活动的成果）的行动，从而完成它从轨道上服务于地面、满足特定需求的任务。无论信息流、能流或物质流出现任何差错或紊乱，都会造成故障。如果故障使卫星的能流受阻或提前耗尽，达到卫星的信息流或物质流提前断绝的程度，则会使卫星失效，使它的寿命提前终止。

卫星从发射入轨之时起直到它的工作寿命终止之时止的整个期间，就现代的空间技术水平而言，只有个别极其昂贵的卫星或者需要延长其工作寿命者，值得花高代价专门派航天员到外层空间对其发生故障的器件进行修理、更换或补给。在空间轨道上进行卫星的自动补给、维护、修理和更换，还处于研发试验阶段。因此，可以

将卫星视为一种特殊的“一次性使用的”产品。也就是说，卫星一经使用就用到工作寿命终止，工作寿命终止后就报废遗弃。卫星设计，一般不考虑其可维修性，在使用过程中不作补给、维护、修理和更换。

卫星的高度自动化性质，要求卫星设计师把卫星在其工作寿命期间的失效概率设计到很小，使它在此期间不致发生整星失效的事件。也就是要求卫星具有足够高的可靠性，可以期望卫星达到或超过其设计的工作寿命。卫星的高可靠性是设计出来的，要由卫星的可靠性设计加以保证。因此，卫星设计师一定要掌握可靠性设计技术，从设计一开始就要应用可靠性设计技术，赋予卫星高度自动化的性质。

卫星可靠性设计具有重要作用，是所有卫星设计师都要掌握的一项技术，本书第 8 章将作专题讨论。

2.1.4　卫星的危险品性质和安全设计

卫星由运载火箭或空间运输系统送入空间轨道后，要与运载火箭分离或从空间运输系统中释放出来。无论是分离或释放都需一定的能量。这类能量往往由一定形式的火工装置（爆炸或解锁螺栓、分离小火箭、弹射筒或释放机构等）提供。有相当多的卫星其姿态控制系统的执行机构是氮气、肼或双组元喷气发动机。在需要变轨的卫星上，例如从转移轨道变到地球静止轨道的定点卫星上和从运行轨道变到返回轨道的返回式卫星上，分别装有能量相当大的远地点发动机或制动发动机。此外，有的卫星为了防止污染或保护某些部件，在一定的阶段上要使这些被保护的部分处于被遮盖或锁定的状态，当轮到它们工作时又要抛去遮盖或解除锁定。也有的卫星舱段在一定的时候需要分开。这些动作的完成大多也利用火工装置。一般说来，卫星和运载火箭上大都有火工装置、高压气体、推进剂

和发动机。从上述产品的性质看，应该将卫星归属于危险品一类产品。

对危险品都有相应的安全设计、存储、运输和使用规范及标准。国家有关部门对此控制是很严格的。卫星使用的各种火工装置、推进剂和高压器件除应按规定标准和规范制作外，还要满足卫星上的特殊环境和条件。因此，装在卫星上的危险品就其自身而言，都应是安全的和可靠的。

危险品如果不安全，由于设计上的缺陷，使它可能在不该动作的时候动作起来，则必然发生重大的或灾难性的惨痛事故。这类事故出现在空中，其后果不可挽回；即便在地面出现，轻则使部分结构或设备损坏导致卫星需拆卸更换、重新总装测试，重则发生火灾、爆炸，使卫星、设备和厂房被毁，甚至人员伤亡。因此，卫星设计师应该充分认识和重视卫星的危险品性质，在进行卫星设计时必须进行安全性设计，确保卫星在总装、试验、测试、运输、存储、发射、运行和返回时的安全。

卫星设计师在设计卫星时要认识到卫星是一个特殊的具有多种危险品的危险产品，要根据卫星的具体情况分析和计算卫星可能出现危险的机理、环境和时刻，将这些数据作为卫星设计的重要依据。在进行卫星设计时，一定要做到危险品该动作时一定动作，不该动作时，即使出现误操作或故障也一定不会动作。实践证明，这样的要求是能够做到的。

2.1.5 卫星设计的程序性质

程序指办事的先后顺序。有的事对先后顺序的排列要求不严格，此先彼后对办事没有多大的影响，这类的事，办起来虽有先有后，但并不具有设计学意义上的程序性。设计学上的程序性是指客观上存在严格的先后顺序，前一步不办完或不通过则后一步就没法

进行或者就办不好。或者说，前一程序必须为后一程序创造必要的环境和条件，后一程序才能顺利进行，如此类推，才能办好或办完事情。卫星设计就是客观上存在严格的先后顺序、具有程序性的工作。

卫星设计的程序性质是由卫星的系统整体性、层次性和对特殊环境的适应性客观决定的，可以用“先高后低和先外后内”来概括卫星设计的程序性质。从卫星系统的整体性和层次性看，一种卫星的设计必须先把它作为它的上一层次（高一层次）系统的一个有机的组成部分看待，使之恰当地到位，根据上一层次系统的整体优化原则，明确卫星与它的上一层次系统和同层次系统之间的联系和接口。只有先做了这些有关上一层次的设计工作，卫星本身才能获得足够的、为开展自己设计所需的数据和依据，卫星设计才能顺利地进行下去。同样，卫星各分系统的设计也必须在卫星总体（整体）设计和各分系统明确到位之后，才有足够的依据以开展设计。“先高后低”是卫星设计的规律，不能违反。

卫星无论是在设计、制造、发射或运行阶段，都处于一定的外部环境条件之中。进行卫星设计必须先了解卫星的外部环境和条件，然后才能有针对性地进行设计，使卫星具有对这些环境条件的适应性。所以说，卫星设计应按“先外后内”的顺序进行。

卫星设计师和管理人员应充分认识和理解卫星设计的程序性质，并应严格遵守按设计程序办事的客观规律，否则就会受到惩罚。在实际工作中，或由于不认识和不理解按程序进行卫星设计的重要性，或受到某种压力（例如要求赶进度）而超越设计程序办事，或颠倒了设计程序，都会造成设计工作或所设计的卫星的损失。

超越设计程序办事，例如为赶进度而省略先一程序或先一程序的某些工作没有做完，就进入后一程序。从表面上看，这似乎抓了

进度，推进了设计工作，实际上却适得其反，结果会拖延进度，浪费劳动和时间。因为，被省减掉的先一程序或其中的某些工作，是后面工作得以顺利进行下去或做好、做完的先决条件。这种先决条件不具备，在设计进行到一定程序时，必然会出现因某些数据、依据和条件不足而无法继续往前进行的情况。此时，要把工作推进下去，就不得不回过头来补上原先省减掉的程序或补做其中的某些工作。这样一个曲折和反复必然造成浪费。如果卫星设计师和管理人员硬是横下一条心，不愿回头补救，那么卫星难免会因此而带有隐患或会降低质量。

颠倒设计程序就是不顾“先高后低和先外后内”的客观规律性办事。这种情况在实际工作中不见得不会发生。如果发生了颠倒设计程序，其后果不是设计工作量大增、设计周期延长和经费大增，就是设计工作进行到相当程度后，由于不符合整体优化的要求而被否定，严重时还会造成很大的损失和浪费。

鉴于卫星设计的程序性质很重要，本书将在第 3 章进行专门讨论。

2.1.6 卫星设计的创造性

卫星设计是创制过去不存在的新卫星或者是改进原有卫星的全部工程技术资料的技术工作，显然它具有鲜明的创造性，是一种创造性活动。所谓创造性、创造性活动，就是指人们在认识和实践中，不为习惯性思维和旧有的知识所束缚，而发现客观对象的新性质、新关系、新规律，形成反映事物本质的新概念、新思想、新理论，设计、制造和获得新的物质客体和精神产品的活动。

创造性活动的过程，可以划分为如表 2 - 1 所列出的六个步骤。实践证明，基本上按创造性活动的步骤来安排卫星设计的主要程序，与设计的程序性质相当吻合。

表 2－1　创造性活动的步骤

步骤	创造性活动内容
1	从周围环境收集和获取信息
2	对收集和获取的信息进行分析和研究
3	将经过分析研究的信息作新的组合、配置，以形成新的概念、新的思想、新的理论
4	评价各种概念、思想和理念，综合选出最优方案
5	进行实验或实践
6	根据实验或实践的效果进行反馈、调整和改进

卫星系统的整体性和层次性说明，卫星的整体性质和功能是不同于其各分系统的，也不是各分系统性质和功能的线性加和，而是系统整体的新性质和新功能。卫星设计的最基本原则就是卫星的整体优化，也就是要以高效率创造出高品质和具有良好经济性的、整体功能满足特定需求的新卫星。卫星设计师的创造性能力应主要发挥在按系统论的观点和系统工程的方法进行总体综合以实现整体卫星优化和创造好的新卫星上；要力求避免违反整体优化原则，把精力集中在或过多地用在某些局部上。在实际的支持和约束条件下，高效率设计和制造出高品质和良好经济性的新卫星，才是卫星设计师创造性发挥的主要战场。

卫星设计可能采用的技术，从成熟程度看，按种类可以分为成熟技术、待成熟技术、不成熟技术和新技术四类。按程度和状态分可以分为 9 级，如表 2－2 所示。

表 2－2　卫星技术成熟度分级

评价等级	技术成熟度
1	基本原理清晰
2	技术概念和应用设想明确
3	技术概念和应用设想通过可行性验证

续表

评价等级	技术成熟度
4	以原理样机为载体通过实验室环境验证
5	以原理样机为载体通过典型模拟使用环境验证
6	以演示样机为载体通过典型模拟使用环境验证
7	以工程样机为载体通过典型使用环境验证
8	以生产样机为载体通过使用环境验证和试用
9	以产品为载体通过实际使用

所谓成熟技术，指继承性强、不需要进行研究、试验或攻关就可以在卫星设计中采用的分系统方案、部件、线路、结构、元器件和原材料等。成熟技术相对于表 2－2 所列的 7 级以上的技术。采用成熟技术，可以获得高可靠性，从而可提高卫星的质量。采用成熟技术的技术风险小，由此可缩短设计、生产周期和降低成本。

所谓待成熟技术，指只需做一些工作即可成熟的技术和在成熟技术的基础上还要进行一定量的工作和投入一定量的资金，使之成熟后才能采用的分系统方案、部件、线路、结构、元器件和原材料等。待成熟技术相当于表 2－2 所列的 6 级至 4 级的技术。采用待成熟技术在可靠性、质量和成本上能获得的好处，基本上与采用成熟技术的情况类同。

所谓不成熟技术，指那些必须经过研究、试验或攻关来确定它们是否适合和值得在卫星上采用的技术。卫星设计师在概念设计阶段只能提出采用这类技术的可能性，是不是确定采用，则有待于研究、试验或攻关后的评价结果。不成熟技术相当于表 2－2 所列的 3 级以下的技术。采用不成熟技术的技术风险较高，这点在设计时要作为重要因素加以考虑。

所谓新技术，指过去还没有在类似或同类的卫星中采用过的当代新技术。这类技术对卫星的先进性有很大影响。由于这类技术本身就是新的，而且在同类或类似的卫星上还没有采用过，因此必须

经过研究、试验或攻关的证实，才能正式采用。新技术在表 2－2 中相当于 3 级以下的技术。采用新技术要冒大的技术风险，这点设计师必须认真对待。

有经验的卫星设计师一般力求在卫星设计中全部或绝大部分采用成熟技术和待成熟技术。全部或绝大部分采用成熟技术及待成熟技术，经精心设计而获得优质卫星的卫星设计，是创造性高深的设计，但这种情况往往由于卫星的性能和其他指标的要求而不能完全办到。因此慎重选用和严格控制采用不成熟技术和新技术，对卫星设计师而言十分重要。在决定采用不成熟技术和新技术之后，对这些技术的“成熟化”工作，一定要紧紧跟上。根据卫星的设计经验，建议在较大或较复杂的卫星的设计中，不成熟技术加上新技术所占的比例不宜过大。不然的话，技术风险就可能太大，从而会使所研制的卫星面临诸多困难。

脱离整体目标、不符合整体优化原则以及突破支持和约束条件的行为，绝不是卫星设计师的创造性。实际上，这种行为是对设计工作的干扰，一定要加以制止，更不能鼓励和提倡。

卫星设计师的创造性会受到经济社会和人文环境很强的影响，此外，在我国卫星设计界唯上级是听、唯书本是从和唯洋者是跟的习气还没有扫尽。这些影响和风气对创造性的发挥有很强的抑制作用。因此，对卫星设计师的创造性需要很好地进行培养。

卫星是高技术产品。它以基础科学和技术科学为依托，应用最新的科学和技术成就，适应国家经济社会和人文高速现代化的环境。在卫星设计中，在整体优化原则的指导下，鼓励采用新技术、新发明、新技巧和新的专利以及先进的设计方法和手段，进行技术创新。在设计中，尽可能地采用现成的和成熟的技术，尽可能地采用简洁的、而在整体性质和功能上又能满足要求的卫星方案，则是高明的设计，是整体性的技术创新。这样设计、创造出的卫星，将

会是花费少、周期短和可靠性高的卫星。

在卫星设计中，当组成卫星的某些分系统或分系统的某些设备和部件的技术是不成熟或新技术时，就需要对这些技术进行“成熟化”工作。在卫星设计确定采用这些新技术之前，要通过试验验证来确认它们能满足整体卫星设计的要求。从拟定采用这些技术到确定采用的整个过程，属于技术的“成熟化”过程，也属于卫星研制工程中“新难先行”部分，在习惯上也称为预先研究过程，也就是通过仿真或样机设计、制造、试验和验证渠道能被卫星设计接受或采用的过程。同样，在卫星整个的设计和制造过程中，一般也省不了仿真、试验和验证等主要解决整星设计方案是否可行和能否按设计方案继续前进的问题的过程，这个过程习惯上称为卫星的方案设计过程。而卫星的整个设计和制造工作，则称为卫星的研制工作。

2.2 卫星设计的特点

前面对卫星及其设计的性质进行了讨论，现在从卫星的个性上来阐明卫星设计具有的不同于一般工程项目设计的特点。

2.2.1 由卫星个性引发的特殊的设计问题

“放卫星”是一个工程项目，但有别于一般的工程项目，它具有很强的个性，也就是有很鲜明的特殊性。在进行卫星的设计时，无论是总体设计或是分系统设计，无论是概念设计、方案设计或是详细设计，都必须注意由于卫星的个性引发出的一些与众不同的特殊问题。特别是卫星总体方案设计更要注意这些问题，因为总体方案设计是定方案、定大局和决策性的设计。

卫星很强的个性来自卫星存活和工作于空间轨道上而为地面特定需求服务的性质。卫星存活和工作于空间轨道上，首先要从运载

器获得到达和运行于空间轨道上的很大的能量。卫星是运送它入轨的运载器的有效载荷。因此，将卫星当做运载器的有效载荷来进行设计，就成为卫星设计的一个重要特点。由此特点引出的一些覆盖或影响整个卫星设计的、卫星设计师必须加以考虑和注意的问题和方面，如卫星的总质量和总尺寸受到严格的限制以及卫星的质量和容积十分宝贵等，都会成为卫星设计的特点。

卫星在空间轨道上存活和工作，必须要能够适应空间环境。但卫星又不可能像其他的工程项目一样，可以在它们所处的真实环境中进行检测、试验和验收。卫星既不可能在真实的环境中进行检测、试验和验收，但又要做到能够适应真实的环境，这种特殊状况所引起的卫星设计问题，也是卫星设计的特点。

卫星是特殊的一次性使用产品。从它进入空间轨道存活工作直到工作寿命终止或返回地面，一般是不能够维修和替换的。一般的一次性使用的、用完就扔的产品，其使用或工作的时间都相当短。而卫星的工作时间却很长（从几天到十几年甚至更长），因此可以将卫星称为特殊的一次性使用产品。对这种特殊产品的设计当然会具有其独特之处。

中国卫星的发射频率，现在和可以预见的将来，都会处于一个适当的水平上。过去我国主要按一颗卫星研制的方式进行工作，同一型号和同一批次的卫星一般也要历经数年才能研制、发射完毕。这种基本上是单件生产的方式已不能适应星座和空间基础设施的建设。而建设我国空间基础设施工程已成为今后一段时期的主要工作。空间基础设施有多颗卫星组成，有的有 50～60 颗。因此，卫星小批量生产和密集发射已提上日程，这与过去单颗卫星生产和发射考虑问题的角度是不同的。设计师在单件生产产品中所扮演的角色与在小批量生产中也不相同。

2.2.2 由运载器有效载荷引发的设计特点

卫星是运载器的有效载荷，由此引发出以下的几个设计特点。

（1）慎用质量和追求轻质的设计特点

卫星的总质量一般只占运载器总质量的1%左右。运载器的能流最终要转换成卫星的势能和动能。或者说，卫星运载器的全部价值最终都浓缩到只占其很小一部分质量的卫星之中。卫星的平均单位质量的价值一般为其运载器平均单位质量价值的百倍以上。由此看来，卫星的价值－质量比很大，一般比黄金要高很多。有的卫星1千克的价值高达数万甚至十几万美元。在卫星设计中，慎用质量和追求轻质，以规定的质量指标实现规定的或更多的功能，自然就会成为一个突出的特点。

在相同的设计要求的条件下，卫星的总质量的大小与卫星设计的困难程度有关。如果容许的总质量大一些，则设计的难度相对就小一些，反之亦然。卫星设计师一般都要根据运载器的运载能力和成本分析等方面，规定出最大可容许的总质量，以便为卫星设计提供一些宽松的条件。当然，这个可容许的最大总质量只能是卫星总设计师掌握的、在任何条件下都不容许越过的控制数，而不能作为卫星设计的质量指标。

卫星的总质量是用来满足特定需求的，它受到运载器所能提供的运载能力的制约。卫星设计所确定的总质量，应该是既能满足特定需求又在运载器运载能力限度之内的。卫星总质量的大小与卫星的轨道和覆盖相关，要综合权衡卫星覆盖、轨道高度、轨道倾角和在轨卫星数等因素的影响。在确定卫星总质量大小时，卫星的总成本分析往往起决定性的作用。卫星的总成本由发射费用和卫星本身成本两部分组成。发射费用除了搭载的卫星外，一般不论卫星轻重如何，发射一次的费用都是一样的。当然，卫星质量大，单位发射

费用就相对低；质量小，单位发射费用就相对高。至于卫星本身的成本，在相同任务下，可能有三种情况：

1）总质量变化，成本基本不变；

2）卫星成本随总质量增加而下降；

3）卫星成本随总质量增大而增大。

由于运载费用不变，因此，卫星的总成本与卫星总质量的关系，也和卫星本身的成本一样有三种可能的情况。对卫星总成本随总质量增大基本保持不变或减小的情况，确定总质量时应取尽可能大的值。对于卫星总成本随总质量增大而加大的情况，则应取可能实现的最小值。

经验证明，随着设计工作的进展和设计程序的推移，卫星的设计质量有不断增大的趋势。因此，卫星设计师特别是总体和分系统设计师不仅要具有慎用质量和追求轻质的技术和能力，而且还要具有从总体和分系统层次上“挖丰补欠”的本领，以确保卫星在研制过程中不致因质量超出控制数而导致大调整、甚至出现方案性改变的情况。

（2）追求小尺寸和巧安排的设计特点

卫星只能占用运载器的很小一部分空间，只能放置在与运载器相协调的、尺寸限制很严的部位。在这尺寸限制很严的狭小空间内，要放置所有的组成卫星的“组件”，构成一个能在空间轨道上存活和工作的、满足地上特定需求的物质性实体。这是一项难度大、涉及面广、与众不同的设计工作。一般要从在运载器上获得尽可能大的和适合卫星构形的空间、努力缩小卫星所有“组件”的尺寸以及巧安排巧布置卫星内部组成三个方面解决卫星在运载器上的安置问题。

从运载器获得尽可能大的和适合卫星构形的空间，要通过卫星工程系统的协调。协调这类问题，卫星的总设计师和总体设计师要对运载器的总体情况，特别是气动力、振动和改变卫星占有的空间

而引起的卫星工程系统的经费变化等问题有所了解，要从卫星工程系统整体优化的角度协调问题。

努力缩小卫星所有“组件”的尺寸、使卫星的“组件”小型化，是空间产业一贯的发展方向。对一种具体的卫星型号而言，例如缩小某件设备的尺寸有赖于其所用的元器件的小型化、材料的高性能化和设计的优化。而元器件小型化和材料的高性能化又有赖于工业和技术基础的提高，需要大量的投资，不太可能专为某种卫星去进行。因此，在卫星型号研制中追求小尺寸的目标主要应靠设计的优化和器件的集成化来实现。对每一个部件、设备和分系统，在现有工业和技术的基础上做到足够的小，并尽可能地把可相容的“组件”集成起来，应成为优化设计的一项重要技术。

巧安排和巧布置涉及卫星的构形、结构、机构、总装和总体设计，也涉及与运载器的协调。对此问题的妥善解决目前还很难总结出具有一般规律性的办法。不过，凭借卫星设计师的经验以及多次布置和安排、多次改进是可以得出较好的结果的。采用在发射时锁住或收拢、待入轨后再释放或展开的办法，可以有效地减小大尺寸部件占据运载器的空间，也是一种很好的巧安排。但是，采用这种办法会给结构、机构、控制等带来一些问题，还会降低可靠性，对这些问题都需妥善加以解决。

2.2.3 适应外层空间环境引发出的设计特点

外层空间环境虽然是很特殊的环境，但任何一个工程项目都必须适应它存活和工作于其间的环境。因此，不宜将卫星适应外层空间的特殊环境作为卫星设计的一个特点看待。

由卫星适应外层空间环境引发出的设计特点来源于卫星不可能像一般的工程项目那样，可以在它们所处的真实环境中进行检测、试验和验收这样一种特殊的状况。卫星设计师必须认识到这种特殊

的状况，同时在设计中适当地解决这个问题。

卫星不可能在真实的环境中进行检测、试验和验收，又要做到能够适应真实的环境，如何办？办法就是在地面进行各种模拟真实环境的检测、试验和验收。为此，在进行卫星设计的同时，要创造必要的、可以模拟真实环境进行卫星部件、设备、分系统和整体卫星检测、试验和验收的条件，使模拟真实环境的检测、试验和验收成为可能。创造这些必要条件的工作，其内容包括环境模拟条件的制定、模拟设备的选用或设计建造等，是卫星设计工作的组成部分。此外，制定检测、试验和验收的条件、方法和规程等也是卫星设计师的职责。

2.2.4　由特殊的一次使用性引发的设计特点

卫星由运载器送入空间轨道之后，就依靠它自身携带的和在空间获取的能、物质和信息来生存和工作，直到工作寿命终止或返回地面。在其工作寿命期间，如果出现故障、失效或能源、推进剂耗尽，除了极个别、特昂贵的卫星外，一般是不能或不值得花高代价到外层空间进行维修、替换或补给的。返回式卫星的重复使用是空间技术的一个发展方向，现在有的国家正在考虑发展重复使用的返回式卫星。但迄今为止，世界上几乎还没有重复使用的卫星。因此，就一般情况而言，卫星是一种一次性使用、使用完了就扔的产品。但是，卫星又是一种与众不同的一次性使用的产品。它十分昂贵，使用的时间相对于一般的一次性使用产品要长得多。

设计卫星这样一种特殊的一次性使用的产品，除了使其高度自动化和自给自足外，还要特别重视其可靠性的设计。通过卫星的可靠性设计，使卫星在空间轨道上运行和工作的条件下，在规定的工作寿命期内，具有足够大的完成其规定功能的概率。

卫星设计师要充分认识卫星一次性使用的特点，在设计卫星时要

彻底排除那种可在使用中对它进行维护、维修、替换和补充等常规概念。但是，在总装设计时，还是要考虑仪器、设备的可接触性和可拆换性，以便在地面的研制程序中维修和更换故障件或失效件。

2.2.5 由小批量生产引发的设计特点

前面已述，在中国，卫星的发射频率现在已进入到一个相当的水平。一种空间基础设施，一般希望能在不太长的时间内（例如3～5年)建成。这一情况说明，一些同一型号和同一批次的中国卫星的数量会达到小批量数，并且要在较短的时间内密集发射。

这与单颗生产不同，单颗生产一般不形成固定的生产线和装配线，也不要求密集发射。就是同一个批次的不同颗卫星间也不要求高度的一致性。这就使每一颗卫星除了具有同型号卫星的共性外，还有自身的个性。此外，由于多种原因，外部环境发生一定改变、有效载荷可能会有一定改变或卫星内部有一定改变的情况也难以完全避免。这些改变都会导致卫星状态出现一定的变化，都会强化每一颗卫星的个性。

中国一方面还要保留单颗生产和发射方式，另一方面又要进行小批量的生产和发射。这是卫星设计师必须认真面对的一个大问题。

应该对每一颗都有其自身的个性这一特点有充分认识。但卫星设计师应更多地强调共性方面，在设计中要尽可能地推行星上仪器、设备和分系统的系列化、通用化和标准化，以尽可能地加强卫星间的共性和削弱其个性。另一方面要面对每颗卫星的生产和状态不可能完全固定的现实情况，任劳任怨地紧跟每一颗卫星的研制全过程，使不固定状态个别化，并尽快转变为共性固定状态。卫星设计师绝不能有前面卫星成功、后面的卫星也一定能成功的想法。前面的卫星成功只能说明这种型号的卫星可以做到成功，而不能得出以后的卫星均能成功的结论。

第3章　卫星设计程序

一种卫星型号，从社会上意识到需要它并成为一项实在的工程项目，到制成一颗卫星发射到空间轨道上运行工作来满足地上的特定需求，最后到其工作寿命终止而被废弃的整个过程，在价值工程中称为这颗卫星的经济寿命周期。在这个经济寿命周期内要按程序进行的工作包括：从社会需求出发，提出需要某种卫星的要求；论证并明确卫星的任务；论证并提出卫星型号的技术指标和支持及制约的条件；进行卫星的设计；根据设计出的技术资料进行制造和编制软件生产出卫星；卫星经检测验收运至发射场发射；由运载器送入预定的空间轨道；在空间轨道上运行工作；提供可用的卫星产品和服务；供市场、用户使用；最后，卫星工作结束寿命终止而废弃。上述这些工作过程又可概括为四个阶段，即：从提出需要卫星的要求开始到卫星设计结束的卫星设计阶段；卫星制造阶段；卫星发射阶段；从卫星入轨运行到寿命终止的卫星使用和应用阶段。无论是卫星经济寿命周期包含的各个工作过程或是概括这些工作过程的四个阶段，都是具有严格的程序性的过程或阶段。它们之间的前后顺序不能颠倒，前一过程或阶段为后一过程或阶段创造条件，而后一过程或阶段则是前者的继续。图3-1表示卫星设计、制造、发射和应用四个阶段之间的程序关系。

在卫星的设计阶段，从提出需要卫星，经论证明确将卫星作为一项任务加以发展，到论证、协调、提出卫星型号的初步指标和发展这种卫星的支持及制约条件为止的这些工作，在卫星设计学中称为卫星的外部设计。这是因为设计工作进行到此，只解决了发展卫

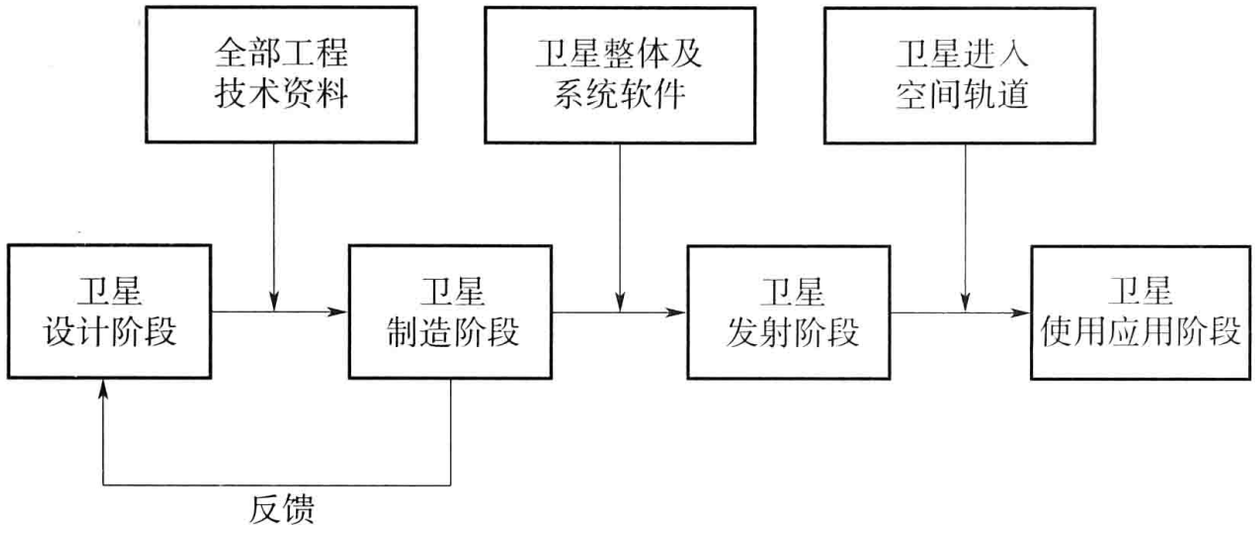


图 3-1 卫星各阶段的程序关系

星的任务、目标、经费、周期以及卫星与卫星工程系统和其中的同级系统的协调等问题，也就是创造了可以开始进行卫星型号本身设计的环境和条件。如果把卫星本身的设计工作看成是卫星内部的设计，那么就可以把上述那种创造环境和条件的设计工作看成外部设计。按程序，当然应该先创造卫星设计所需的环境和条件，然后在此基础上展开卫星本身的设计。这样做符合前面提到的“先外后内和先高后低”的原则。

一般具有程序性的事物，在前后程序之间除了传递之外还有反馈。反馈一般指后面程序对前面程序的影响和前对后的响应。例如，后面程序发现前面程序做得不足、有错或过头等问题，就要反馈到前面程序，由前面程序进行补充、改正或裁减等。在图 3-1 所示的卫星四个阶段中，广义地讲，后面的阶段对前面的阶段都有反馈。例如，发射阶段和运行阶段的问题都可以作为经验教训，在以后的设计和制造工作中加以吸取和改正。但对于一颗具体的卫星而言，反馈只存在于前两个阶段之中，在制造阶段中发现的问题可以反馈回设计阶段，由卫星设计师对设计进行补充、改正或裁减。在发射过程中，只要是在零时点火以前出现的问题，一般都应停止程序反馈回前面的阶段解决，之后才能重启发射阶段的程序。四个阶

段的后两个阶段，由于卫星是在离开地面上升至空间轨道上运行和工作，卫星发射不到设计轨道或在轨道上失效，都会使整个卫星的任务以失败而告终；一旦失败，对一颗具体的卫星来讲，全部四个阶段的程序都已结束，阶段之间的反馈已不可能。卫星是根据它在空间轨道上的高度自动化性质设计和制造的。在空间轨道上出现故障，除了事先设计有自动或遥控切换替代的冗余（备份）件外，一般只能听其贬质带病继续撑持下去。当故障发展到不能为用户所接受或不能为用户提供服务时，尽管卫星还在空间轨道上运行，但已成废物（空间垃圾）。上述对一颗具体卫星而言的发射和运行阶段不能向前反馈的特殊情况，应引起卫星设计师和工程师们的特别注意。要求他们在前面的设计和制造程序中认真工作，确保卫星能完成任务，不得存有依赖后两阶段反馈的想法。

在第 2 章中，已说明了程序性是卫星设计的一项固有的特性，它源于卫星的系统整体性质和系统层次性质。卫星整体是一个系统。由若干部门和专业的有关设计师组织起来的、在一段时间内协同完成卫星设计任务的卫星设计师队伍，也构成一个系统。这个系统称为某型号卫星的设计师系统。卫星设计师系统一般由四个层次的设计师组成，即负责整个卫星设计的卫星总设计师，负责卫星分系统设计的分系统主任设计师，负责分系统下的子系统或设备整机设计的主管设计师、在主任设计师和主管设计师领导下工作和负责各种设计的设计师、工程师和设计员。

由于卫星是一个工程系统，卫星设计师团队是一个组织系统，所以，卫星设计师系统从事的卫星设计工作也具有系统的性质。系统的有序性是系统结构稳定的一个基本条件。因此，卫星的设计工作必须按卫星设计程序规定的顺序，有秩序、分步骤、分阶段进行。只有这样做，才能使卫星的设计工作稳步向前推进。否则，就会出现反复、曲折、甚至混乱等有害的不稳情况。

3.1 卫星设计程序的基本类型和通用模式

卫星是一项工程，卫星设计是工程设计的一个种类，卫星的设计程序也是一种工程设计程序。卫星设计程序既可以类同于一般的工程设计程序，分为三种基本类型——按阶段划分、按系统层次划分和按逻辑思维划分，或在这三种基本类型间建立内在联系成为三维设计程序模式；也可以针对卫星设计的具体情况对该模式进行一定的简化，构成一种较方便和通用的形式。

3.1.1 卫星设计程序的基本类型

为了讨论卫星设计程序的基本类型，我们先考查一些现行的与卫星有关的工程设计程序。表 3-1 给出了 12 种现行的工程设计程序。这 12 种工程设计程序各有不同的来源，各设计程序中程序段落的划分、各个段落的名称及其所包含的内容也不尽相同。但是，每一种设计程序都包含从开始明确任务到完成设计为止的全部设计过程。进一步分析这些设计程序，可以看出，它们之间的差别基本上只是程序段落划分的不同和段落名称叫法的不同，而在设计工作的内容和工作的先后顺序上则基本一致。这些设计程序中出现段落划分不一致，可能是因设计对象和设计部门的情况不同而产生的。按不同情况划分段落，可能有利于设计的评审、信息的反馈、进程的控制和设计工作的管理。

所有卫星的设计程序都可比照工程设计程序，分为按设计阶段划分、按系统层次划分和按逻辑思维方法划分三种基本类型。表 3-1 的 12 种设计程序，可以归纳为三种基本类型：第一类基本上按设计阶段来划分程序段落的设计程序，表中序号 1，4，5，6，9 和 10 属于这一类；第二类是按工程系统的层次高低、按“先高后低”的

表 3-1 现行的工程设计程序举例

序号	提出或使用者	设计程序						
		1	2	3	4	5	6	7
1	美国马丁·马里埃塔空间公司	0 阶段 确定和定义任务	A 阶段 可行性研究和分析	B 阶段 方案和初步设计	C 阶段 详细设计			
2	美国波音空间公司	方向性探索	设定方法	方法的扩张	最优化设计	完成解答	使别人信服	
3	美国通用电气空间公司	系统设计	航天器设计	航天器分系统设计				
4	英国空间技术	概念性设计	可行性设计和论证	详细设计				
5	法国空间技术	概念性研究和可行性论证	初步确定方案	初步设计	详细设计			
6	日本空间中心	概念设计	初步设计	基本设计	详细设计			
7	《机械系统设计》[日]寺野寿郎	外部设计	内部设计	综合评价	返回外部设计			
8	日本工程设计	了解目的	设定问题	构思提案	工程分析	完成设计		
9	中国空间技术研究院	概念性研究	可行性论证及可行方案设计	方案设计	初样设计	正样设计		
10	中国运载火箭技术研究院	概念性研究	可行性研究	方案设计	初样设计	试样设计	定型设计	
11	《系统工程基础》方永绥、徐永超	A 概念阶段 调查研究和系统研究	B 决定阶段 替代分析	B 决定阶段 预备设计	C 设计阶段 基本设计	C 设计阶段 详细设计		
12	《系统工程导论》汪应洛	问题构思	目标的确定和条件的制定	系统计划	粗略设计	系统分析	方案确定	详细设计

顺序来划分程序段落的设计程序，表中序号 3 和 7 属这一类；第三类是从解决问题的或逻辑思维方法的角度来划分程序段落的设计程序，表中序号 2 和 8 属这一类。表中序号 11 和 12，则是第一类与第三类的组合类型。

（1）按设计阶段划分的卫星设计程序

这类设计程序按工作深入程度的不同，将卫星的整个设计程序划分为几个阶段。每一个阶段的设计都是一个设计回合。在每一个设计回合中，设计的内容原则上都涉及所有与卫星有关的方面，包括外部的环境和条件、卫星的上一层次系统——卫星工程系统、卫星的下一层次系统——卫星的各分系统等。在这类设计程序中，尽管前一阶段工作是后一阶段工作的基础，后一阶段是前一阶段的继续，但每一阶段的工作都具有相对的独立性。每一阶段终了，都有可能对所设计的卫星作较为全面的评审。这类设计程序，反映了卫星设计工作逐步深入、逐步细化的过程和对卫星设计“走一步，看一看，比一比”审慎从事的态度。卫星采用这类设计程序，如果应用得当，可以减少风险、避免局部工作盲目超前或深入细化而带来的损失和负作用。采用这类设计程序还便于在概念性设计阶段和可行性方案设计阶段进行多方案选优比较。

（2）按层次划分的卫星设计程序

这类设计程序，根据卫星的系统层次性，先解决卫星适应其外部环境和条件的问题，再解决卫星整体的设计问题，而后进行卫星下一层次即其分系统的设计，从高层次往低层次按顺序一层一层安排设计工作。采用这类设计程序，每一设计段落的工作，虽然也会涉及所有有关层次，但着重点放在解决本段落层次上的问题。采用这种设计程序，卫星的设计工作符合“先高后低、先外后内”和“先整体后局部”的顺序安排，符合局部服从整体的整体优化原则。如果每一阶段的问题能得到比较全面彻底地解决，则对设计工作的

顺利推进能起良好作用。

(3) 从解决问题的步骤划分设计程序

这类设计程序一般按逻辑思维的顺序安排设计工作，将卫星的设计程序大体上划分为四个段落，即：明确卫星的任务和目标，多方案比较、分析和综合，优化和选择，权衡和决策。这类设计程序与创造性思维的段落划分基本一致，概括地说明了从无到有、从有选优的卫星设计过程。

为便于比较，将上述三种基本类型的卫星设计程序的主要不同之处列于表 3-2 中。

表 3-2　三类卫星设计程序的比较

程序类型	程序段落划分特点	设计程序的主要段落			程序特征
		1	2	3	
设计阶段程序	按设计阶段和工作回合划分	概念性设计	方案性设计	详细性设计	逐步深入 逐步细化
系统层次程序	按系统层次的高低划分	外部设计	整体（总体）设计	分系统设计	先外后内 先高后低
设计步骤程序	按解决问题的步骤和逻辑思维划分	明确任务和目标	多方案比较分析、综合	选优和决策	从无到有 从有选优

3.1.2　卫星设计程序的通用模式

在上述三种基本类型的卫星设计程序的基础上，综合得出一种简便、通用的卫星设计程序模式，会对卫星设计程序规范化起到作用。

(1) 三维设计程序模式

一个起指导作用的、规范化的、完整的设计程序，不论它的段落如何划分和名称如何叫法，总要包含所有的设计工作。在进行各项设计工作时，总要划分为一定段落并按顺序一步一步地进行。对各项设计都必须尊重设计对象的系统整体和层次性质，从系统整体优化的原则出发，按层次“先高后低”进行。在考虑和解决设计问题时，要合乎创造性思维的逻辑。这就是说，一个合乎客观规律的

设计程序，不管它的段落如何分法和名称如何叫法，都应该包括表3－2所列的三种基本类型的九个主要段落的设计内容，都是这三种基本类型的不同形式的组合。为了揭示这三种基本类型设计程序之间的内在联系，现建立一个三维设计程序模式，如图3－2所示。

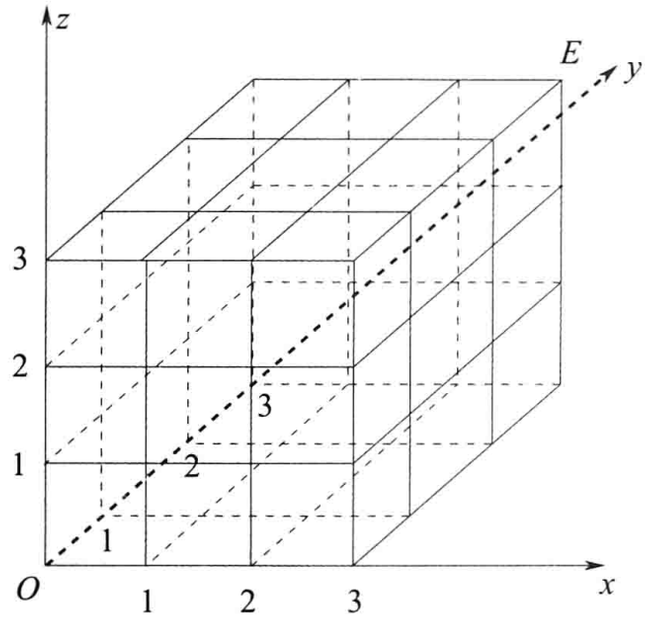


图3－2　三维设计程序模式

这个三维设计程序模式是一个建立在相互正交的Ox，Oy，Oz坐标轴上的、由$3\times3\times3=27$个段落块构成的正立方体。坐标的统一单位是段落的设计时间或周期。设计工作的起点是原点O，也就是开始概念性设计阶段上的、外部设计层次上的、确定卫星任务和目标的时间（时刻）。设计工作的结束点是E，也就是完成详细设计阶段上的、分系统层次上的、优化定案后出正式图纸和文件的时间。卫星的整个设计工作，从O点开始，在$O\leqslant x$，y，$z\leqslant3$的空间范围内，沿Ox，Oy，Oz轴往坐标值增大的路线前进，到$x=y=z=3$的E点结束。在x，y，z取非零的正整数的那些点上，则是设计段落告终之处，也是适于进行设计评审、定案和决策的时间。随着设计工作的推移，设计工作的着重点也随之改变。在图3－3中，以yz平面上的箭头示意地表示设计工作重点推移的情况。

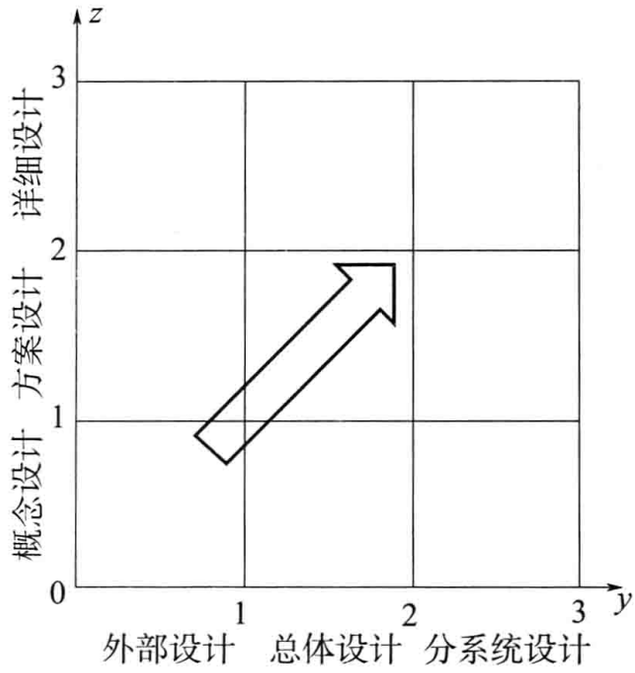


图 3－3　设计工作重点的推移

（2）卫星的通用设计程序

上面给出的三维设计程序的一般模式，把设计程序划分为 27 个段落。这些段落在平面 xy 展开的情况如图 3－4（a）所示。三维设计程序模式虽然详尽地包括了所有的设计工作内容，但毕竟过于繁琐，不便于应用。在实际的设计工作中，先前的一些设计段落的工作，一般很少涉及结尾的一些设计段落的详细设计工作。而后面的一些设计段落，又都是前面的那些段落的继续，没有必要再完全重复前面已完成的设计工作。除此之外，在三维设计程序的 27 个段落中，有的段落可以合并，冠以一定的名称而无损于其所包含的工作内容。因此，三维设计程序模式可以适当简化。图 3－4（b）给出一种简化的模式。

从图 3－4（a）简化成图 3－4（b）基于如下的考虑：

1）在概念设计阶段，段落 1、2 和 3 的设计工作是完成卫星的外部设计，为卫星的总体设计创造条件，初步确定卫星的技术和经济指标，使卫星总体的概念性设计能够有的放矢地进行下去。因此，这三个段落可以合并，称之为卫星的外部设计。

在概念设计阶段，一般要求提出多个方案用以进行分析、比较

和综合。但方案可行性的比较明确的结论，不可能在这一阶段得出。因此，这一阶段中有关设计的决策步骤——段落 6 和 9 就可以略去。在此阶段中，分系统的工作不可能做得很细，一般只做到可以支持卫星总体方案成立的程度。因此，段落 8 也可以略去。还可以将段落 7 和 5 归并，称之为卫星的可行方案论证和可行方案设计程序。可行方案设计阶段一般延伸到方案设计阶段中。

概念设计

	外部设计	总体设计	分系统设计
任务目标确定	1	4	7
多方案分析综合	2	5	8
优化及决策	3	6	9

方案设计

	外部设计	总体设计	分系统设计
任务目标确定	10	13	16
多方案分析综合	11	14	17
优化及决策	12	15	18

详细设计

	外部设计	总体设计	分系统设计
任务目标确定	19	22	25
多方案分析综合	20	23	26
优化及决策	21	24	27

（a）一般模式

概念设计

	外部设计	总体设计	分系统设计
任务目标确定	Ⅰ	Ⅱ	Ⅲ
多方案分析综合		Ⅲ	
优化及决策			

方案设计

	外部设计	总体设计	分系统设计
任务目标确定			Ⅵ
多方案分析综合		Ⅳ	
优化及决策		Ⅴ	

详细设计

	外部设计	总体设计	分系统设计
任务目标确定		Ⅶ	Ⅷ
多方案分析综合			
优化及决策			

（b）简化模式

图 3-4　三维设计程序及其简化

2）在方案设计阶段，由于外部设计已在概念性设计中完成，所以 10，11 和 12 三个段落均可略去。同样，由于在此阶段前，卫星的可行方案论证和设计也已完成，卫星整体对外部环境和条件的适应性以及它的总体可行方案均已经过评审、确认或批准，因此，段落 13 也可以略去。在此阶段中，卫星各分系统的设计要进一步深入展开，各分系统都要进行段落 16，17 和 18 的工作。但作为设计程序的编排，可以将这三个段落合成一个，称为分系统方案设计程序。

3）在详细设计阶段，外部的环境和条件问题早已解决，因此，段落 19，20 和 21 均可略去。在这一阶段中，无论卫星总体及其分系统都要进行详尽的设计，为卫星制造和系统软件制作提供全部技术资料；无论是总体和分系统的设计都要经过创造性思维的三个步骤。因此，可以将 22，23 和 24 三个段落合并，称之为卫星总体的详细设计或技术设计；将 25，26 和 27 三个段落合并成一个，称之为卫星分系统的详细设计或技术设计。

经过以上的简化，就将三维设计程序的 27 个段落归纳成为 8 个子程序，它们依次是（程序顺序号用阿拉伯数字和用罗马数字含义相同）：

1）卫星的外部设计；

2）卫星任务和指标的初步确定；

3）卫星的概念性设计（可行方案论证）；

4）卫星的可行方案设计；

5）卫星总体的方案设计；

6）卫星分系统的方案设计；

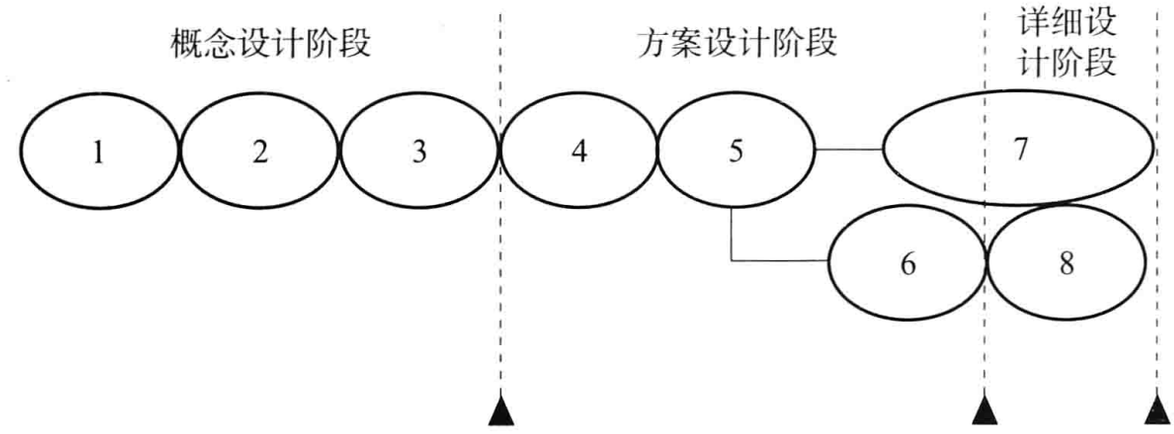
7）卫星总体的详细设计；

8）卫星分系统的详细设计。

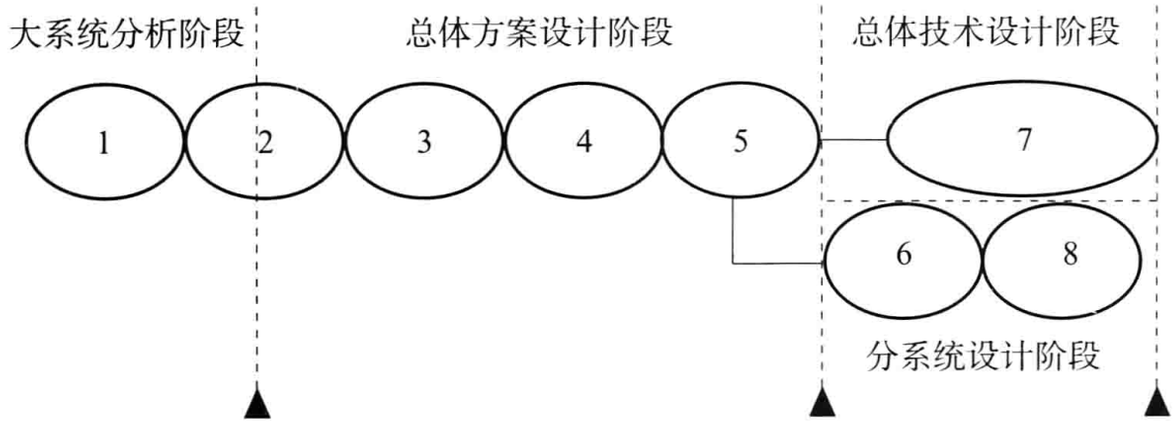
这 8 个子程序连起来，就构成一种比较简便、实用的卫星设计程序，也可称为通用的卫星设计程序。当然，用其他办法简化三维设计程序模式的 27 个设计段落，还会得出与上述设计程序不一样的其他设计程序，但我们倾向于采用由上述 8 个子程序构成的、强调卫星方案设计之前的工作和方案设计工作的设计程序，并推荐作为卫星的通用设计程序。有关这 8 个子程序中的主要工作内容将在本章下面各节中论述（论述时，子程序简称程序）。

现行的卫星设计程序，大多是按重要的设计评审和决策环节，将通用设计程序的 8 个子程序，按顺序作适当归并得到的。作为例子，图 3－5 给出由通用设计程序得到的三种现行的卫星设计程序。

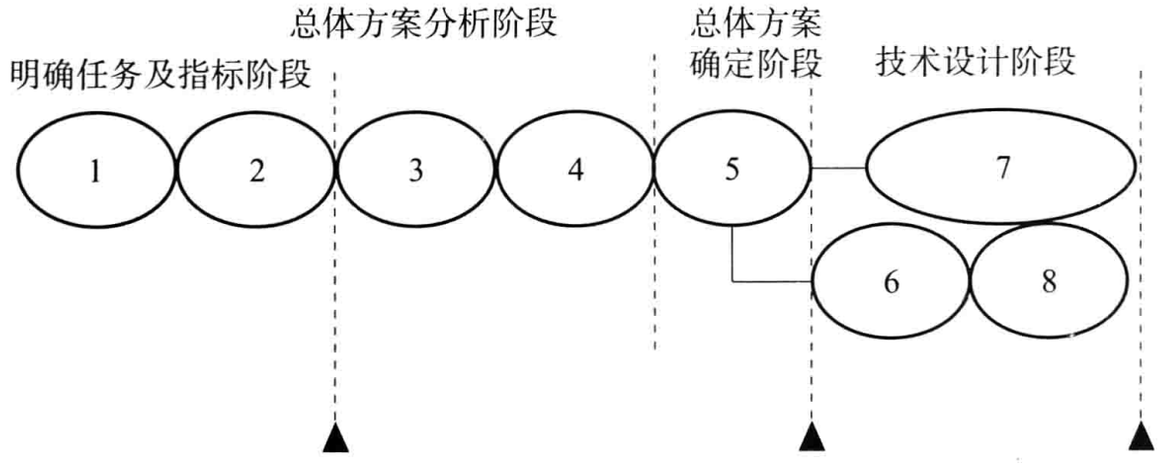
表 3-3 给出表 3-1 中的 1，6，9 和 12 四种现行设计程序与通用设计程序之间的关系。



(a)



(b)



(c)

▲ ——设计评审位置

图 3-5 由通用设计程序推演出的三种现行设计程序

表 3-3　现行设计程序与通用设计程序的关系

序号	提出或使用者	设计程序						
		1	2	3	4	5	6	7
1	美国马丁·马里埃塔公司(通用设计程序的子程序)	确定和定义任务(Ⅰ,Ⅱ)	可行性研究和分析(Ⅲ)	方案和初步设计(Ⅳ,Ⅴ,Ⅵ)	详细设计(Ⅶ,Ⅷ)			
6	日本空间技术(通用设计程序的子程序)	概念设计(Ⅰ,Ⅱ,Ⅲ)	初步设计(Ⅳ,Ⅴ)	基本设计(Ⅳ,Ⅴ,Ⅵ)	详细设计(Ⅶ,Ⅷ)			
9	中国空间技术研究院(通用设计程序的程序)	预先研究及可行性研究(Ⅰ,Ⅱ,Ⅲ)	方案设计(Ⅲ,Ⅳ,Ⅴ,Ⅵ,Ⅷ)	初样设计(Ⅶ,Ⅷ)	正样设计(Ⅶ,Ⅷ)			
12	汪应洛《系统工程导论》(通用设计程序的子程序)	问题构思(Ⅰ)	目标确定和条件制定(Ⅰ,Ⅱ)	系统计划(Ⅰ,Ⅱ)	粗略设计(Ⅱ,Ⅲ)	系统分析(Ⅳ)	方案确定(Ⅴ,Ⅵ)	详细设计(Ⅵ,Ⅷ)

3.2 卫星的外部设计以及任务和指标的确定

按 3.1 节所述的卫星通用设计程序，卫星设计是从分析它所处的外部环境出发、进行外部设计开始的。通过外部设计提出的卫星初步设计任务书经卫星总体设计单位接收后，就形成卫星内部设计（简称卫星设计）的初步依据。

3.2.1 卫星的外部环境

任何一种卫星型号的提出总是源于一定的社会需求。当一个国家、地区或集团发展到一定程度，感到完全依靠传统的工业和技术已难以适应社会的需求时，就会向高、新技术进军，就有提出需要发展或使用卫星的可能。从改造客观世界的角度来讲，发展空间技术、发展卫星的根本动力是探索空间，开发和利用空间资源以满足人类社会的特定需求，从而适应社会不断发展和需求不断扩大以及更新的潮流。从提出需要某一种卫星型号，经立项确定设计和制造，经发射进入空间轨道运行工作，到提供满足社会特定需求的产品和服务为止的过程，是该卫星来自社会最终又回到社会的过程。在这个过程中，卫星自始至终处于现实社会的环境之中，得到现实社会多方面支持，同时也受到现实社会多方面的制约，包括社会环境在内的所有那些支持和制约卫星设计、制造、发射、运行和工作的环境，在本书中统称为卫星的外部环境。

卫星的外部环境与一般的工程项目相比具有一些特殊点，可以将卫星的外部环境归为三类。第一类是与卫星的系统性质有关的外部环境，主要是卫星的上一层次系统——卫星工程系统和与卫星同层次的系统；第二类是与卫星技术经济有关的社会环境；第三类是卫星储运、发射、运行和返回过程中的人工的和自然的环境。

任何一种卫星型号都是它所属的卫星工程系统中的一个分系统。在现实的社会中，单是卫星还不能够构成一个相对完整的、能对社会产生效益的工程系统。只有卫星的上一层次系统，即卫星工程系统才能构成相对完整的、可以满足社会上特定需求的工程系统。在地面设计和制造出来的卫星，不通过运载器来获得足以能到达预订空间轨道的动能和势能，或虽到达空间轨道但不能正常运行和工作的，都不能称其为卫星。在空间轨道上运行和工作的卫星，如果没有它的同级系统——测控和应用系统的支持，也达不到满足社会上特定需求的目的。上述分析说明，卫星的上一层次系统——卫星工程系统才是直接面对现实社会多方面支持和制约环境的、相对完整和相对独立的工程系统。这些社会环境，例如，对卫星工程系统需求的程度、规模和投资，工业和技术的基础，法律和规定，国防、工业、技术和科学发展的规划，社会舆论和影响，以及国际环境等，与其他高新技术的大工程项目的外部环境类似。卫星作为卫星工程系统的一个分系统，主要通过它上一层次的卫星工程系统及其中的同级系统与社会多方面的支持和制约环境发生关系。因此，对卫星来讲，与其系统性质有关的外部环境可以认为主要就是它的上一层次系统和它的同层次系统。这种外部环境也可称之为卫星的外部工程环境。

卫星的另一类外部环境是卫星整体的技术经济环境，也就是直接影响卫星预算、经济指标、投资和效益的那些技术和经济因素。对一种卫星型号而言，技术和经济是密切相关的。卫星的技术方案没有经济上的支持不可能实现，而任何经济支持都是有一定限度的。对卫星的经济支持，多是按年度付款，总要规定完成任务的期限。按年度付款的数额大小一般又称为投资强度。投资总额、投资强度和完成任务的周期与卫星的技术方案和工业技术基础以及生产和管理队伍的素质有密切关系。对同样一种卫星型号，不同的技

术、生产和管理队伍可能会选择不同的技术方案、采用不同的设计和生产工艺、按不同的方式进行经营和管理。由此，会使所需的投资总额、投资强度和完成任务的周期有所不同。据上分析，卫星的技术经济外部环境，可认为主要指卫星可能获得的技术经济支持以及技术和管理队伍的素质两个方面。

卫星的第三类外部环境无须细释。任何卫星及其所属的分系统和设备，都要经历运输、存放、发射、运行等过程和经受这些过程中的环境。返回式卫星还要经受返回的环境，使卫星能够适应这些环境是设计工作的重要内容。

3.2.2 卫星的外部设计

卫星的外部设计是卫星设计程序的第一步。卫星是其外部工程环境所构成的整体——上一层次系统的一个局部，即一个分系统。要开展卫星的总体设计，必须先明确卫星在其外部工程环境所构成的整体（大系统）中所处的地位，明确卫星与这个整体及其中的同级系统之间有关能、信息和物质的流动、变换和存储的主要关系，明确卫星面临的技术、经济和人力的支持和限制条件。不然，卫星的设计工作难以顺利开展和进行。

在有的文献中将外部设计称为外部环境设计。不论如何叫法，外部设计决不可理解为设计外部环境。卫星的外部环境层次高于卫星总体，范围大于卫星总体。按工程设计程序的规律性，卫星的外部设计也应先于卫星设计。尽管卫星是卫星工程系统的核心，但在进行卫星工程系统整体设计时，也不能过分突出卫星的作用和地位，而应在卫星工程系统整体优化的前提下，恰当地摆正卫星应有的位置。这就是说，卫星的外部设计是在其所属的卫星工程系统的整体优化和与其各同级系统的协调以及卫星如何适应储运、发射、运行等环境中得出的。如果不是这样，卫星外部设计所提出的，作

为卫星设计根据的设计任务书，就有可能偏离卫星工程系统——卫星的上一层次系统的任务和目标以及卫星所遭遇的真实环境，从而有可能导致整个卫星的设计和制造工作误入歧途，使研制出来的卫星达不到满足社会特定需求这个最根本的目的。这就会造成很大的浪费。

卫星外部设计关系到卫星研制工作的全局，必须认真对待。外部设计以提出可以作为卫星总体可行方案论证（概念性设计）和可行方案设计依据的初步设计任务书而告一段落。卫星初步设计任务书经评审、修改、再评审、批准之后，正式提出或下达给确定的卫星总体设计单位和设计师。承担卫星总体设计的单位和总设计师，在接到卫星初步设计任务书后，应从设计和研制工作的角度，从现实的能力和条件出发，按整体优化的原则，对初步设计任务书进行分析和研究，对合理地加以接受，对不合理的提出意见反馈到前面的程序。这一过程也就是卫星总体设计单位初步确认卫星研制任务和设计指标的过程。

卫星初步设计任务书一般应包括下列内容：

1）卫星型号的定义及其说明。

2）卫星的技术指标和经济指标。

3）卫星在运输、存放、运行和返回（对返回式卫星）过程中的环境条件。

提出和接受卫星初步设计任务书是卫星外部设计完成和被认可的表现。卫星设计师系统的高层次设计师，应该参与卫星初步设计任务书及其支撑文件的编制工作。这样做，有利于外部设计工作的进展，有利于卫星任务和指标的明确。

下面对卫星初步设计任务书的内容作进一步的阐述。

(1) 卫星型号的定义及其说明

卫星型号的定义，是对卫星在卫星工程系统中的地位、作用以

及它与同级系统的关系作出明确无误的、准确的描述。例如，中巴资源卫星一号（中国和巴西联合研制）的定义如下。

中巴资源卫星一号（代号 CBERS－1），中国与巴西合作研制，用长征四号运载火箭发射，运行于低高度的太阳同步轨道，工作寿命 2 年，从外层空间遥感地面可见光和红外辐射形成数字图像信息遥传至地面应用系统，主要用于中国和巴西两国国土资源调查、观察和环境监测。

卫星型号的定义，是通过卫星工程系统以及卫星工程系统的外部设计和卫星的外部设计，经大量的高层次探讨、分析、协调、比较和权衡得出的。上面举例的中巴资源卫星还涉及国际合作问题，其定义的明确，不仅只是技术经济问题，还涉及政治和外交问题。为了解释卫星型号的定义得有足够的支撑文件，说明为什么这样定义。这些支撑文件就是卫星型号定义的说明。

（2）卫星的技术指标和经济指标

①卫星的技术指标

在卫星的设计任务书（不论是初步设计任务书，还是在卫星总体方案设计程序中得到的正式设计任务书）中，卫星的（技术）功能以技术指标的形式具体地加以规定。卫星的技术指标，一般是反映卫星与卫星工程系统以及卫星与其同级系统之间的能、物质和信息流的定量的有机关系。卫星型号的定义和说明，明确了卫星在卫星工程系统中所处的地位和作用，从而也就明确了卫星在现实社会中所处的位置和作用。卫星的技术指标则规定卫星在这种地位上，需要具备的恰如其分的功能。卫星的功能不足、也就是指标过低，或者功能过大、也就是指标过高，都与卫星实际应处的地位不相称，都不符合卫星工程系统整体优化的原则。

拟定卫星的技术指标是外部设计的核心，是卫星设计的关键环节。这是一项需要通过周密地分析、计算、比较和折衷选取才能做

好的工作，也是一项预见性很强的工作。卫星工程系统和卫星的高层次设计师在确定技术指标的工作中应起重要作用。卫星设计任务书提出的技术指标是否恰当，关系到卫星任务最终是否满足社会特定需求这个根本性问题。因为，无论是卫星的设计和制造都只能根据它的技术和经济指标。如果指标不当，则从一开始就将设计工作引入歧途，原来所期望的功能和满足社会特定需求的目标也就不能达到。

②卫星的经济指标

卫星型号的研制必须得到经济的支持，也受到经济的制约。有保证的预算和资金是卫星研制的物质基础，没有资金来源就不可能开展卫星的设计工作。因此，在设计任务书中应有投资预算和投资强度的指标，这些指标也是通过外部设计，根据卫星的功能、规模和研制周期以及社会上可能提供的技术、资金的能力，经过分析、概算、协调和权衡得到的。在有的情况下，例如资金紧张不能追加数额或不能按期保证卫星所需的资金，就要通过外部设计适当调整卫星及其同级系统在卫星工程系统中的状态。或是适当压缩卫星的功能或规模以减小对资金的需求，或是适当延长研制周期以等待资金，或是将卫星的技术指标分期完成，或是从其他的同级系统调整出资金来支持卫星。总之，资金的指标要合理、实事求是，要与其他指标相协调，既不能亏损也不能一味追求利润最大化，既不能宽打窄用也不能以低报价方式争取中标（在按合同办事的条件下，采用这种办法，研制单位可能会争来任务，但由此带来的经济亏损只有自负）。

卫星的经济寿命周期费用，也是一项重要的经济技术指标。这项指标是通过对卫星的功能、整个经济寿命周期的成本分析得出的，目的在于得到实现卫星功能的合理的或最小的费用。因此，在卫星设计任务书中不仅对研制卫星型号的经费有所规定，而且对卫

星在经济寿命期间从空间轨道服务于社会的运营费用也有所要求。

③卫星的可靠性指标

卫星的可靠性指标既是一项技术指标，也可作为一项经济指标。卫星的可靠性，是卫星在空间轨道的条件下和工作寿命规定的时间内，完成由设计指标规定的功能的概率。卫星的可靠性指标通过外部设计或由卫星工程系统分配得出。高可靠性指标相应地要求低失效率的元器件或用必要的冗余（备份）。无论是用低失效率元器件或冗余系统，都要付出高的代价。当然，可靠性指标高，卫星完成任务的概率就高，任务的风险就低，但高可靠性指标得有高的投资给予支持。因此，在提出卫星可靠性指标时，应该从经济、技术、投资和风险等多方面权衡得失。

④研制周期

除上述的技术、经济和可靠性指标外，研制周期也是一项重要的指标。一种型号卫星的研制周期从总体上反映了一个国家的经济社会以及承担该卫星型号研制的单位的技术和经济基础，并反映其管理和技术水平。从用户的观点看，购买或租用运行在空间轨道上的现货卫星最为实惠。从发展本国空间技术出发，不仅国家要鼓励和促使国内用户使用本国卫星，更为重要的是研制单位须按用户需求（订货要求）研制出他们所需的卫星。订货的卫星在轨道上交货的周期越短，对用户和社会越有利。

卫星研制周期应根据卫星的技术和经济指标、承担整体卫星研制任务的单位所具备（和可利用）的条件和在研制周期内能够调集的力量以及用户的策略等方面权衡决定。

卫星的技术指标和经济指标密切相关。技术指标没有经济指标的支持就无法实现。而经济指标提供的支持也只能限制在一定的额度之内。卫星设计师的责任在于在经济指标规定的范围内和规定的研制周期内，尽可能好地实现规定的全部技术指标和达到所要求的

可靠性。

（3）卫星在运输、存放、发射、运行和返回过程中的环境条件

卫星从完成总装到其工作寿命终止的整个期间，会经历包括包装、吊装、装卸等在内的多次运输环境，会经历包括在包装箱内或不在包装箱内、在库房内或在厂房内或露天场地上较长时间的或临时的存放环境，会经历包括星箭对接、在运载火箭上测试、由运载火箭从地面起飞加速升高直到入轨、与运载火箭分离等各种环境，要经历整个运行期间的外层空间环境、人工的（如抛去某些部件、变轨、调姿等）和诱导的环境。对于返回式卫星还要经历返回制动、再入稠密大气层、空气动力减速、着陆冲击等返回环境。

卫星经历这些环境时必须能够承受得住这些环境的考验。这些环境是卫星的外部物理化学和人工环境，涉及力学（包括静力学和动力学）、热学（包括一般热学和真空热学）、气动力学、污染学、摩擦学、微重力学、材料学、电磁学、光学、天文学、大气学和空间天气学等方面。在外部设计时，卫星总体设计单位要根据卫星工程系统的具体情况，经过分析、计算和必要的协调，制订出卫星的各方面环境条件的规范，作为整个卫星和它的分系统设计的依据。

订立环境条件规范，是一项内容广泛和知识面宽的设计工作。这项工作也应遵循卫星工程系统整体优化的原则，有的要求卫星适应环境，有的则要求创造条件或限制环境以适应卫星。

环境条件规范确定并获批准后，在以后的卫星设计工作中，除了要考虑满足规范外，还要考虑验证设计满足规范的必要试验。承担设计的部门，相应地就要为进行这些试验创造必要的条件。创造或准备试验条件的计划（包括设备的设计、制造、经费和周期）应该与卫星的研制计划衔接和配合。

3.3 卫星可行方案论证和设计

在接受了卫星初步设计任务书后，卫星总体设计单位就应根据任务要求。开展卫星可行方案论证和卫星可行方案设计工作。

3.3.1 卫星可行方案论证

卫星可行方案论证的任务包括进行概念性设计、提出多个可满足卫星初步设计任务书的设想方案，以及对这多个设想方案的择优或综合得到一个可作为卫星可行方案设计基础的设想方案。

（1）卫星的概念性设计

对于一项已经批准和被接受的卫星初步设计任务书，一般总可以提出几种不同的、可以满足此任务书要求和达到此任务书规定目标的技术途径和设想方案。在卫星设计的初期，应该鼓励有关单位和设计师们根据初步设计任务书，发挥各自的创造性，提出他们认为能够较好地满足该任务书要求的设想方案。由于处于设计任务的初期，各种条件、数据和信息都还在收集、汇总和初步分析的过程之中。再者，卫星在卫星工程系统中与其同层次系统之间的关系也只是处于初定状态，卫星的分系统也还没有完全确定。因此，此时提出的技术途径和设想方案，虽然提出的设计师自己认为是好的或比较好的，但不可避免地总会有不足、缺点甚至错误之处。但是，这些经过设计师有目的地创造出来的东西，也必然都有其独特的优点和逻辑，有的肯定是有价值的。

上述根据初步设计任务书、由不同的设计师或不同的设计单位提出各自认为可满足该任务书要求的好的或较好的技术途径或设想方案的程序，称为卫星的设想方案设计或概念性设计。

在卫星概念性设计中，由于条件和资料所限，卫星设计师不可

能、也不必要提出可以用于作为卫星方案设计依据的较为详细的设计。在此阶段中，卫星设计师主要从卫星总的、大的和他认为重要的方面，提出用工程语言描述的卫星概貌，从技术和经济两个方面论证所提出的卫星概念性设计可以实现并可满足初步设计任务书的要求。因此，卫星概念性设计就其性质而言，多半还属于方案论证一类。

卫星概念性设计一般要做如下的工作：

1）设想并提出与构成卫星工程系统的各同层次系统之间的能流、物质流和信息流的接口形式。

2）设想并提出卫星的概要构形。

3）设想并提出可能组成卫星的必不可少的分系统，并提出各分系统的名称、功能、作用和互相间的主要关系。

4）提出整星和各分系统现时所具备的技术基础，将各分系统的技术成熟度等级分级或按成熟技术、待成熟技术、不成熟技术和新技术加以归类，并在此基础上提出关键技术。所谓关键技术就是在设想方案中不得不采用的、研制部门又没有掌握或突破的技术，是在方案设计阶段要突破、并经论证证明是适宜于在卫星上采用的技术。

5）初步估计卫星的研制和产品经费。

6）初步估计卫星的设计和制造周期。

7）对提出的概念性设计作出自我分析和评价。

一方面是为了避免片面性和局限性，另一方面是为了能较好地实现整体优化的原则，卫星的概念性设计宜以任务分派或招标方式由不同的设计单位或不同的设计师团队提出多个设想方案。

（2）卫星设想方案的择优

卫星一般属大工程之列，卫星在卫星工程系统中处于主导或核心地位。因此，在卫星设计过程中，特别是在其初期，以整体优化

为中心的多方案比较、综合和选优的程序决不可忽略和省去。对所提出的多个概念性设计方案（设想方案）进行分析、比较和评价的目的，就是要从中择优或综合各设想方案之所长或择较优者补其不足，提出基本上可以作为卫星可行方案设计基础或根据的设想方案，为进行卫星可行性方案设计创造条件。

对各设想方案的评价，一般采用适合方案总体评价的综合评价法（参阅本书第 10 章）。评价设想方案的目的是提出卫星可行方案或据以进行卫星可行方案设计。评价的重点应放在如下方面：

1）设想方案在多大程度上可以满足卫星初步设计任务书的技术指标要求。

2）经过设想方案的设计，对初步设计任务书进行反馈。

3）设想方案在初步设计任务书规定的经济和时间周期的限制条件下，有多大把握可以完成。

4）设想方案所冒的风险大小如何。

5）从可行性的角度看，设想方案的特点、优点和缺点。

评价应主要围绕上述要点，并综合出评价元素，定出各元素的评价标值和加权值。要避免由于评价元素偏离评价目的而造成评价不能反映实质性问题的弊端。

在实际工作中，由于多种原因，其中主要的还是对设计的程序性质和整体优化原则不理解或理解不深，往往有把设想方案当做可行方案，跨越可行方案设计，直接从设想方案就进入方案设计的情况发生。实践证明，这样做会给以后的设计和研制工作带来诸多问题，严重的还会出次品卫星。

3.3.2 卫星可行方案设计

卫星的可行方案设计是从概念性设计转入方案设计必不可少的程序，集中体现了卫星总体方案设计程序之前的工作成果。

（1）卫星可行方案设计的基础

卫星可行方案设计的基础是卫星各设想方案及其评价的结论，也就是卫星可行方案论证的结果。经过评价的设想方案，有的得分高，有的得分低。就是得分最高的设想方案，也不一定就可以直接作为卫星可行方案。一般总是分析、综合各设想方案的优缺点，从中综合优选，得出可作为卫星可行方案的基础或依据的数据和要点，它们主要为：

1）与同层次系统的基本接口形式和状态。

2）基本的分系统组成和其间的主要关系。

3）基本的构形。

4）对技术途径、经济、周期和风险的基本估计。

5）对卫星工程系统的主要影响估计。

在明确这些要求和数据并与卫星初步设计任务书作进一步的对照，得出是否完全按该任务书或有必要对该任务书作出修改、补充或更正的结论后，反馈到外部设计程序，最终确认设计任务书，形成开展卫星可行方案设计的基础和条件。

（2）卫星可行方案的特点

根据最终确认的卫星设计任务书以及对各设想方案综合评价与优选的结论，结合设计单位和设计师队伍的条件和经验，进行卫星的可行方案设计。卫星的可行方案可能是某个优选的设想方案的修改、补充和优化，也可能是一个综合各设想方案优点、重新设计出的方案。任何卫星的可行方案，都应该是：

1）在现实的社会环境和条件下，能够很好地满足规定的技术和经济指标的方案。

2）在经济和时间限制条件下，现实可行的、预期可以完成的方案。

3）风险相对小和可以承受的方案。

4）从整体上看技术相对先进和有竞争力的方案。

卫星可行方案提出后，要进行可行方案评审。评审的结果，可能出现三种情况：

1）评审通过。

2）评审不通过。

3）须修订后再予评审。

评审通过，则可行方案设计完成。卫星的设计可以进入总体方案设计程序。评审不通过，则信息应反馈到可行方案设计程序的初始步骤上，要重新进行可行方案设计。评审如要求进行修改，则信息反馈到可行方案设计程序的中间或最后步骤上，对提出的可行方案进行局部的修改。修改完成的可行方案经评审通过后，卫星可行方案设计程序才算结束。

3.4 卫星总体方案设计

在完成卫星可行方案设计的基础上，卫星设计工作就可转入方案设计，进行卫星总体方案设计和卫星分系统方案设计。本节讨论卫星总体设计与卫星分系统设计的关系以及卫星总体方案设计的主要工作。

3.4.1 卫星总体设计与分系统设计的关系

卫星总体设计又称卫星的整体设计，这项工作就是设计整个卫星。卫星总体设计、卫星的外部设计和卫星的分系统设计都是从系统层次上划分的设计程序。因此，无论在哪一个设计阶段上都会有总体设计性质的工作内容。在概念性设计阶段，由于设计工作处于初始状态，卫星的定义尚未完全明确，卫星整体的面貌还不十分清晰，卫星所包含的分系统以及各分系统之间、分系统

与总体之间的各种关系也都还没有确定。因此，此时的设计难以对总体和分系统作明确划分。同样，由于可行方案设计的目的在于得出能够在整体上最好地满足设计指标要求的、在经济与时间限制条件下可以完成研制任务的和现实条件下可行的卫星总体方案。因此，此时的设计工作也不宜明显地划分为总体设计和分系统设计两个层次。

卫星总体设计与分系统设计的明确划分，一般从卫星方案设计开始。卫星方案设计是在可行方案设计后的设计程序。进入卫星方案设计，卫星在卫星工程系统中的位置、与外部的接口关系、卫星的定义、它的目标和任务以及实现卫星任务的技术途径等均已明确。与此同时，承担卫星研制任务的单位和总设计师队伍也已确定。此时，卫星已具备了全面开展具体的和专业的设计条件。

卫星的方案设计，按系统层次划分，又可分为总体方案设计和分系统方案设计两个层次。卫星方案设计完成后，经评审并通过批准，设计工作就可进入详细设计。卫星详细设计工作也分为总体详细设计和分系统详细设计两个层次。

按“先高后低”的设计规律，无论是卫星方案设计还是卫星详细设计，总是先做总体设计，后做分系统设计。通过卫星总体设计，明确分系统的组成及其间的关系，明确各分系统的目标、任务和各项技术、经济指标，并以分系统设计任务书的形式下达给各分系统。在此基础上，各分系统才有条件开展设计。卫星的分系统设计必须向卫星总体设计进行及时的反馈，以充实、完善、协调和修正卫星总体设计。图3-6表示卫星总体设计和分系统设计之间的程序性关系。

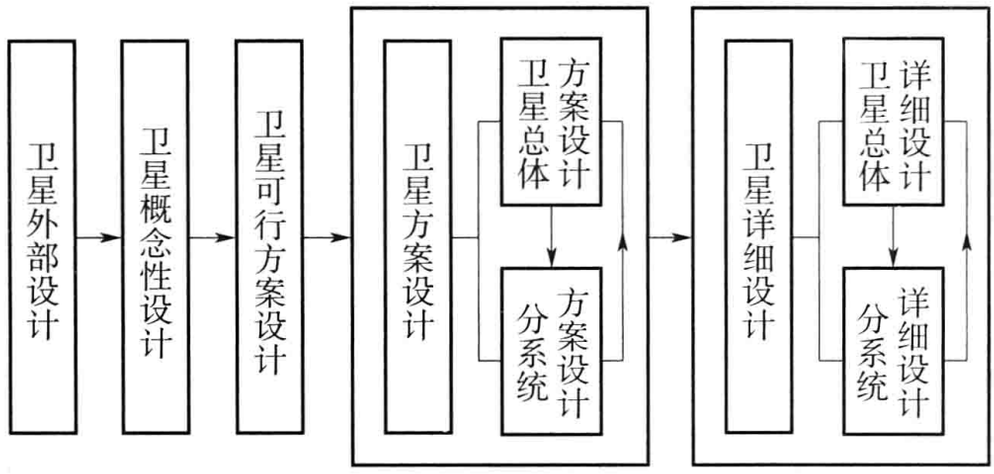


图 3-6 卫星总体设计与分系统设计之间的程序性关系

3.4.2 卫星总体方案设计的主要工作

卫星总体设计的方案设计简称卫星总体方案设计。卫星总体方案设计要完成的主要工作有如下几项。

1）卫星总体设计部门和卫星的总体设计师与投资者（任务提出方）之间进行协调，完成下达相互都接受卫星的正式设计任务书。

2）对卫星的可行方案设计进行认真的消化、复查和吸收。

3）完成卫星的构形设计。

4）完成卫星各分系统的指标分配和向各分系统下达设计任务书。

5）进行各项关键技术攻关，用攻关的结果来说明哪几项关键技术确实可以在卫星上采用、哪几项技术不能采用和必须寻求其他的技术途径。

6）提出卫星的总体设计方案。

下面分别对这六项工作做一些说明。

（1）接受卫星的正式设计任务书

接受卫星设计任务书的工作有两个方面，一个方面是任务下达

者的工作，另一个方面是接受任务者的工作。下达任务者一般是卫星型号的投资者，也就是出钱研制或购买卫星者。投资者往往就是卫星的上一层次系统（卫星工程系统）的责任者或代表。接受任务书者一般就是负责卫星型号设计或研制的部门和总设计师或他们的代表。没有卫星的设计任务书，卫星设计工作和对设计工作的评价均没有根据。在这种情况下开展卫星设计工作就带有盲目性，只有设计任务书的下达而没有与承担设计任务者进行协商和吸取他们的反馈意见，将设计任务书当做命令强行要求任务承担者接受和执行而没有商量的余地，按这种办法进行设计工作从表面上看很果断，似乎也遵循了“先高后低”的设计规律，但实际上正好与此相反。因为卫星设计的根本任务是为了得到整体优化的、可达任务目标的、经济的、高可靠性的和低风险的卫星。要达到这个目的，卫星设计就不应唯命是听、为设计而设计。只有下达设计任务者与承担设计任务者，根据整体目标和整体优化原则以及实际的客观条件，充分协调、相互体谅和不带主观随意性，才能得出既满足目标和任务，又是下达任务者和接受任务者均满意的卫星设计任务书。

在卫星的外部设计中得到（下达和接受）的设计任务书，是一个从无到有的、初步提出的设计任务书。尽管制定和接受这个设计任务书的工作都遵循设计工作客观存在的规律，但由于这时的工作还没有进入卫星的具体设计阶段，还不可能覆盖卫星设计整体及其确定的各组成部分。因此，由卫星外部设计提出和接受的设计任务书，只能称作卫星的初步设计任务书。根据这个初步设计任务书可以提出卫星的各设想方案和得出卫星设计的可行方案。在完成这两项设计程序后，应根据工作中的问题和经验，对卫星的初步设计任务书作一次评价，肯定其合理的和符合实际的部分，提出其不合理的、不足的、过头的或不符合实际的部分，对该设计任务书进行一次慎重的、详尽的和实事求是的审查、补充和修订。这项工作完全

必要。无论从哪一个角度看，都是一种责任心强的、遵守客观规律性的表现，是有利于卫星设计和整个研制工作的。

卫星的初步设计任务书经过卫星的可行方案论证（概念性设计）和可行方案设计两项程序、并进行一次彻底的审查和订正后，就得出一个更为合理、完善和符合实际的、为提出任务者和接受任务者都满意的、作为卫星方案设计依据的设计任务书。这个设计任务书称为卫星的正式设计任务书。

（2）对可行方案设计进行消化、复查和吸收

承担卫星设计的部门和总设计师团队，在全面展开总体方案设计之前，必须认真地完成接受正式任务书和收集有关资料了解该卫星型号过去的历史进程这两件重要的工作。关于前一件工作，在上面已有说明。这里着重说明后一件工作。

卫星的可行方案设计，可以认为是卫星方案设计之前的所有设计工作的集中表现。可行方案设计是耗用相当人力、物力和财力，经过了几个设计程序才得到的，是一项为后续工作创造的可贵财富。后继者对此如不能充分加以利用，实为一种失职的行为，会造成浪费和损失。卫星的研制部门和总设计师团队应该清楚，提出任务的部门（卫星型号的投资者）一般都是在可行方案设计经评审通过、确认这种型号的卫星有很大可能在投资数额和强度以及规定期限内完成研制任务的情况下，才下决心同意设计和制造的。由此可见，可行方案设计的资料不是一般的参考性资料，而是卫星设计工作得以正常推进下去的必备的基础性资料。

卫星的总体方案设计，应以卫星的正式设计任务书为依据，以卫星可行方案设计为借鉴。卫星设计师们应在对可行方案设计充分消化和复查的基础上，在吸收、继承和优选可行方案中的合理满足正式设计任务书的部分的基础上，开展卫星的总体方案设计。

卫星设计工作进行到总体方案设计程序，设计师系统已经拥有

有关本型号卫星的大量的信息。为了使总体方案设计工作在前面各设计程序不断深入细化和优化所取得的成果的基础上前进，避免重复前面程序中出现过的错误、缺点和偏差，一种有效的方法是由卫星总设计师负责在分析、研究和综合已获得的大量信息的基础上提出一份卫星总体方案设计准则，以引导所属设计师沿正确的道路进行设计。卫星总体方案设计准则一般包括如下的内容。

1）本型号卫星设计任务书的回顾。

2）参考卫星和设想方案的回顾。

3）本型号卫星的可行方案为何可行。

4）卫星方案设计要遵守的原则。

5）要用的指示、规则、标准和规范目录。

6）推荐采用的技术。

7）提出不宜采用的技术。

（3）完成卫星的构形设计

卫星是一个由有效载荷、各服务支持分系统和结构平台的大大小小、多种、多个设备、仪器和部件组成的，内部和外部接口纷杂的整体。卫星的空间容积受到运载器的限制。在受运载器制约的空间内，要合理地安排、布置和装配所有的星上硬、软件，不通过一项专为达到此目的的总体设计工作——卫星构形设计是难以实现的。

卫星构形设计是一项在正式设计任务书确定、卫星各分系统明确和外部、内部接口协调后的，将卫星上的所有分系统和直属部件的硬件汇总成为一个具体的、实物化的、外部和内部空间位置协调的卫星整体的总体设计工作。卫星构形设计的完成，表示整星及各分系统的外形尺寸、形状和它们的具体的接口已基本确定。至此，才具备下达各分系统设计任务书的必备条件。也就是说，总体方案设计才能有序地进行下去。

卫星构形设计是总体方案设计中的一项重要的工作。但是，在实际工作中往往把这项工作与卫星结构平台的设计混同起来，不是由卫星总体而是由卫星结构分系统去进行卫星的构形设计。这样做，既不符合卫星的系统层次性，也打乱了卫星的设计程序。有鉴于此，本书将于第 7 章专题讨论卫星的构形设计。

（4）完成各分系统的指标分配和向各分系统下达设计任务书

一个卫星型号就是一项工程系统，是由若干个分系统有机组合而成的。卫星的每一个分系统，对卫星总体都必定有其独特的、必不可缺的特殊贡献。也就是说，每一个分系统都具有卫星所要求的、必不可少的特殊功能。在卫星总体方案设计中，要将正式设计任务书规定的各项指标分配到各分系统，并将所有的分系统有机地组合起来，使得由这些指标所表征的卫星的总体功能得以实现。

卫星设计指标的分配，实质上是整个卫星的能流、信息流和物质流有序流动的具体化和定量化。在形式上则表现为将表征卫星的总能量、总质量、总信息量、总空间尺寸和容积、可靠性和寿命等参数有序和合理地分配到各个分系统，使之成为各分系统设计的技术指标。同样，也需将卫星的经济指标分配给各分系统。

卫星设计指标的分配，从另一个角度看，也就是卫星总体与其各分系统设计指标之间的协调。实际上，不进行这种协调，分配也难以实现。指标分配也离不开指标的综合，分配给任何一个分系统的任何一个指标，都是卫星总体指标的一个部分。因此，分配之后还要综合起来，以综合的结果来检验分配是否得当。在进行卫星设计指标的分配和综合时，一般要尽可能地采用计算机辅助设计和仿真的办法，必要时也可采用物理仿真的办法。在这两种办法均不能解决问题时，还得用全尺寸或按比例缩小的实物模拟方法。

在设计指标分配工作完毕后，卫星总体设计部门和总设计师就具备了向各分系统下达设计任务书的条件。卫星分系统的设计任务

书应包括如下的主要内容。

1）卫星分系统的任务说明（主要说明该分系统要完成的主要任务、应具备的功能和该分系统的外部环境）。

2）各卫星分系统的技术和经济指标。

3）卫星总体和其他有关分系统对各分系统的支持和制约条件。

4）卫星必须采用和遵守的标准、规范和条件。

（5）进行关键技术的攻关

卫星设计不得不选用的而又是卫星研制部门尚未掌握的技术称为关键技术。关键技术主要是卫星研制部门的不成熟的和新的技术。关键技术攻关是卫星总体方案设计中的重要工作内容。攻关的目的在于掌握这些技术，或者证明这些技术肯定可以通过方案设计和其后的详细设计工作而被掌握，从而可以在卫星总体方案设计中选用，使卫星总体方案设计得以完成。

如果有的关键技术，经攻关证明在卫星研制经费和研制周期的限制条件下研制部门不可能突破，那么，卫星总设计师就应作出放弃采用这些关键技术的决定，调整和修正卫星的总体方案设计，用其他可以掌握的技术和方案替换这些突破不了的关键技术。必要时，这种情况还须反馈到卫星设计任务书的提出和接受步序上。

一项技术是否成为关键技术，因研制部门的不同而异。一种卫星型号有多少项关键技术也要视研制部门实际情况而定。一个有经验的卫星研制部门及其设计师队伍掌握的高、新、难技术较多，研制水平也较高，他们在承担卫星型号研制中，提出的关键技术就较少。反之，一个缺乏卫星研制经验的部门和设计师队伍就可能提出较多的关键技术。

一项关键技术的攻关是一个从不掌握此项技术、经过攻关掌握此项技术、直到有把握在卫星上使用此项技术的过程，因而它是一项要花费人力、物力、财力和时间，并往往要通过试验验证才能得

出明确结论的难度大的技术工作。有鉴于此，卫星研制部门和设计师们，在设计卫星时一般都力求减少关键技术项目、减少技术攻关工作。

有两条途径可以有效地减少卫星设计中的关键技术项目和攻关的工作量。一条是委托经验丰富、技术水平高的研制部门和总设计师承担卫星的设计和研制工作。另一条是有计划和有目标地将一些预计可能会在卫星上采用的新、难技术预先安排攻关（研发），以积累技术储备。这一条就是一般称之为“新难先行”的系统工程的方法。

（6）提出卫星的总体设计方案

在上述五项工作完成之后，卫星总体设计方案的制定就可以全面展开。卫星总体设计方案是总设计师及其领导的设计队伍，根据他们慎重接受了的正式设计任务书，在卫星可行方案设计的基础上深入展开设计工作后，提出的由确定数量、任务和功能的若干个分系统有机组成的、与同层次系统接口关系相适应的、构形适合外部环境和内部布局需要的、可以较好地满足正式设计任务书要求的以及在资金和时间限制条件下可以制造出来的卫星总体方案。

在提出卫星的总体设计方案过程中，一般要完成以下几项主要工作。

1）与卫星工程系统中的同层次系统的接口关系设计。

2）卫星总体构形的设计。

3）划分卫星各分系统的设计。

4）完成卫星质量、空间、能源和信息量等指标的分配和可靠性指标的分配，向各分系统下达设计任务书。

5）提出该卫星的关键技术项目，分配关键技术攻关任务和完成关键技术攻关任务。

6）提出卫星总体设计方案的全部技术资料。

在卫星总体方案设计的过程中，卫星总体与它的同层次系统之间以及卫星总体与它的各分系统之间，一般要通过了解、结合、模拟、综合、修正、再了解、再结合、再模拟、再综合、再修正，这种反复的协商、权衡和设计才能达到彼此协调的程度。只有卫星总体和它的同层次系统、它的分系统之间达到彼此协调的程度，卫星总体设计方案的成立才有基础。采用集同设计（见本书第 9 章）方法，有利于高效、高质量和高经济性地完成此项工作。

3.5　卫星分系统的方案设计

3.5.1　卫星分系统设计的性质

和卫星总体设计一样，卫星的分系统设计也分成分系统方案设计和分系统详细设计。卫星分系统方案设计的依据是卫星总体方案设计提出的分系统初步设计任务书，目的在于提出满足初步设计任务书、与同层次分系统有机组合和接口关系协调的、优选的分系统方案，以支持卫星总体的方案设计。

卫星设计明显划分为总体和分系统设计两个层次，是从方案设计开始的，卫星分系统的明确划分和分系统设计的根据——分系统设计任务书，也是在卫星总体方案设计中才确定和提出的。而卫星总体设计方案又必须在综合所有分系统方案的基础上，才能最终完成。从这个意义上讲，卫星的分系统方案设计也可视为卫星总体方案设计的一个组成部分。尽管如此，卫星的分系统方案设计还是有与卫星总体方案设计不同的特点。

至于卫星分系统的详细设计则是在卫星总体设计方案经评审并通过批准后，根据最终的分系统设计任务书（正式设计任务书），充分吸取分系统方案设计和所承担的关键技术攻关的成果，为生产制造卫星的各分系统而进行的设计。有关卫星分系统详细设计的问

题，将在后面讨论。

卫星分系统设计的主要内容是专业技术方面的设计。一般来讲，卫星分系统设计因分系统的性质不同，分别由总体设计部和专业部门（专业院、所、室）承担。那些有总体性质的，即与卫星所有分系统都密切相关的，如结构分系统、热控分系统，和归不到任何一个分系统的，如直属部件，多由总体设计部门承担。那些专业性质较强的分系统，如功能性（有效载荷）分系统、测控系统的天基部分、姿控系统和能源系统等多由专业部门承担。承担卫星分系统设计主要责任的设计师，称为主任设计师。主任设计师是卫星型号总设计师下一层次的设计师。

3.5.2 卫星分系统方案设计的主要工作

卫星分系统的方案设计要完成以下几项主要工作。

1）接受该分系统的初步设计任务书。

2）提出该分系统的可行方案。

3）完成该分系统与其他分系统之间和该分系统与卫星工程系统各组成（与卫星同级的各系统）之间的接口设计。

4）完成该分系统承担的关键技术攻关任务，明确分系统的技术状态与途径。

5）提出该分系统的设计方案。

下面分别对这五项工作做一些说明。

（1）接受分系统初步设计任务书

卫星分系统主任设计师接受卫星总设计师下达的初步设计任务书，标志着这个分系统的方案设计工作正式开始。在设计程序中，下达与接受任务书是一项重要的技术活动，是一项团结设计师系统按共同目标行事的重要工作，不可忽视。

卫星总体设计方案提出后，必定要经过评审和通过批准，总体

方案设计才算完成。在卫星总体方案设计中，也包括向各分系统下达和各分系统接受设计任务书的内容。卫星各分系统的设计任务书，如果不是各分系统乐于接受的和卫星总体也满意的，那么卫星总体设计方案即使形式上经过评审和通过批准，最终还是要面对现实加以修改。从工程设计学的角度看，不经过接受设计任务书这一步骤，将设计任务书硬加给分系统，是违反了卫星设计程序的，最后要为此付出代价。

虽然卫星分系统的方案设计是从接受卫星总体下达的分系统设计任务书才正式开始，但在卫星的设想方案设计、可行性方案设计中，各分系统都参与了工作。在卫星总体方案设计中拟定的分系统设计任务，肯定也经过多次反复和协调。尽管如此，从总体设计和整体优化角度对各分系统的考虑，还可能达不到承担分系统任务的部门和设计师那样深入、细致和周到的程度。因此，卫星各分系统设计师有必要详细研讨卫星总体下达给他们的设计任务书，将意见反馈到总体，经总体协调来确定采纳与否。如此反复，最后得到卫星总体满意和卫星分系统乐于接受的分系统设计任务书。

(2) 提出分系统的可行方案

卫星的各分系统是在总体方案设计中才最后明确的。卫星各分系统的初步设计任务书也是在卫星总体方案设计中才下达和接受的。尽管各分系统在前面的卫星设计程序中已或多或少地参加了一些工作，但作为一个完整和确定的分系统的设计工作则是在接受其初步设计任务书之后才正式开始。一个分系统也是一项工程系统，有的卫星分系统还是相当大和相当复杂的工程系统。按照工程系统的设计程序，设计师创造这个系统一般总是要经过认识外部环境、完成外部设计、提出系统的概念性设计等步骤才能得出可以作为方案设计基础的可行方案设计。

在前面的卫星概念性设计、可行方案设计和总体方案设计中，

已基本解决了卫星分系统的外部设计和概念性设计等问题。因此，卫星分系统的设计工作在接受初步设计任务书之后，一般可从可行方案设计开始，而后再以该任务书为依据和以可行方案为基础，进行其方案设计。

满足分系统设计任务书的分系统方案可以有多个。也就是说，卫星分系统设计师有可能选择不同的技术途径和不同的组成部分(子系统或设备或部件)，来实现设计任务书规定的指标和功能。但在一种卫星型号中，各分系统只能确定用一种方案。这种分系统方案应该是在多种可能实现的方案的基础上，经过分析、比较选优或综合权衡得到的。这种方案称为分系统的可行方案。为得到分系统可行方案而进行的工作就是分系统可行方案设计。

卫星各分系统的可行方案应该是一个能较好地满足该分系统初步设计任务书要求的，与卫星的各分系统和卫星总体以及卫星工程系统中有关的其他系统相协调的，没有或只有尽可能少的关键技术的和遵循标准化、系列化和公用化（通用化）原则的方案。

(3) 完成具体的接口设计

对一个卫星分系统而言，接口设计可以理解为这个分系统的定位（位置）、定形（形状）和定态（状态）的外部设计。通过这项工作，这个分系统在卫星上的位置和处于该位置上的基本形状以及它在卫星各工作阶段的基本技术状态均应确定。

在卫星上没有可以独立于其他分系统而存在的分系统。任何一个分系统都是卫星不可缺少的有机组成部分，都是为实现卫星整体功能和完成卫星整体任务而协调和有序工作的。也就是说，卫星整体由各分系统有机组合而成，各分系统之间客观上存在着不可割断、不可削弱也不可随意加强的有机联系。这些有机联系要通过分系统的硬件和软件的接口设计加以实现。

卫星上的某些分系统与卫星工程系统中的其他组成有直接接

口，这些接口都属卫星总体与其同级系统的接口（外部接口）。例如，卫星与运载火箭的对接，一般是通过卫星结构分系统和火工品分系统直接与运载火箭对接的。又如，遥感卫星与地面应用系统的数据传输，是通过有效载荷分系统的发射天线或信息载体与应用系统的接收站或信息载体处理系统直接接口的。受卫星总体委托与卫星工程系统中的其他组成直接联系的有关分系统，在方案设计中应完成接口的具体设计。不论是上述由分系统直接联系的，还是经卫星总体转接联系的外部接口设计，最后均要纳入卫星总体设计方案中，但具体设计工作得由有接口关系的分系统去完成。

（4）完成关键技术攻关任务，明确分系统的技术状态与途径

前面已将关键技术定义为在卫星设计中不得不选用的、卫星研制部门尚未掌握的技术。卫星总体方案设计提出的关键技术是各分系统关键技术的汇总和综合。攻克关键技术的具体工作，最终还是要分配给各有关分系统。各分系统要通过攻关，掌握承担攻关的关键技术，或用实实在在的工作证明该关键技术确可采用而不会成为整个卫星研制工作的累赘，或用实际工作证明该关键技术在经费和研制周期的限制条件下不能攻克。不然，分系统的技术状态无法确定，卫星分系统方案设计和总体方案设计均不能完成。

分系统的设计一般由专业部门承担。有经验和经营得法的专业部门一般都拥有相当数量的专家。这些专家对他们所从事专业的发展和卫星发展对专业提出的要求一般都有真知灼见。专业部门如能合理吸取专家意见，遵循技术新者、难者先行的原则，预先安排和进行新、难技术的技术创新工作，从而掌握这些技术和能够使用这些技术。那么，这个分系统设计部门在分系统方案设计阶段，就可能提出没有关键技术或只有不多的关键技术的分系统方案。这样，不仅能减轻设计工作量和加快研制进度，而且可提高卫星质量、可靠性和节约研制经费。

(5) 提出分系统的设计方案

根据卫星总体下达的和为设计部门接受的分系统初步设计任务书，以通过多方案比较、综合和优选出的分系统可行方案设计为基础，在完成接口设计和关键技术攻关之后，卫星各分系统在卫星的位置、它们的基本形状、它们的技术状态和技术途径以及各自对卫星的贡献和相互之间的基本关联均已确定。卫星分系统就具有提出其设计方案的条件。在分系统方案设计中，需确定分系统的组成(子系统、设备和部件）和各组成之间的主要关系、对子系统（组成分系统的下一层次系统）进行指标分配和下达设计任务书、对设备和部件进行方案和选型设计。

卫星分系统方案设计的目的在于得出组成卫星总体的、全面和具体地满足卫星总体正式设计任务书要求的各个分系统的方案和由这些分系统方案综合得出的卫星总体设计方案，卫星总体设计方案和各分系统设计方案经评审并通过批准后，就可以据此开展卫星的详细设计。

3.6 卫星的详细设计

继卫星方案设计之后的设计工作是卫星的详细设计。与卫星的方案设计类似，卫星的详细设计也分为卫星总体的详细设计和卫星分系统的详细设计两个部分。

3.6.1 卫星详细设计的两个阶段

卫星的详细设计应该得出卫星总体、卫星分系统及其组成部分的全部技术图纸、技术文件和软件。卫星总体的总装和制造部门以及卫星分系统的制造和装配部门，根据卫星详细设计的图纸和文件应该能够制造和总装出满足卫星正式设计任务书全部要求的卫星。

由此决定了卫星的详细设计，不论总体还是分系统，一般分为两个阶段进行。第一个阶段可以称为初样详细设计，第二个阶段可以称为正样详细设计。

卫星详细设计分初样和正样两个阶段，一方面是因为根据卫星详细设计制造和装配出来的卫星各分系统和整星，应通过检测和试验来证明卫星是否具有正式设计任务书要求的功能；另一方面是由于卫星必须具有适应运载器发射和空间轨道运行环境等特殊性质，制造和装配出来的卫星分系统和卫星整体（整星），还必须用地面上相应的环境模拟设备进行试验，以验证卫星确实具有适应这些外部环境的特殊性质。如果检测和试验的结果发现卫星的某些分系统或它们的某些部分，或者是卫星整体或它的某些部分有问题，则就要修正和改进卫星的详细设计。与此相应，需修正和改进的卫星详细设计称为卫星初样详细设计，有关产品称为初样产品（初样卫星等）。而后，根据修正和改进了的图纸资料，再制造和装配出卫星各分系统和卫星整体，再进行检测和试验，直到所有的检测和试验均能通过为止。此时的卫星详细设计资料就称为正样的详细设计资料，也就是可用来生产制造供发射的正样卫星的图纸和资料，相应的详细设计称为卫星正样详细设计。

可以看出，卫星的详细设计是根据正式设计任务书和以方案设计为基础的、为创造卫星实体的专业技术设计。卫星详细设计的后继研制程序就是整星的制造和总装。因此，在进行卫星的详细设计时，不仅要紧守卫星设计任务书规定的指标、要求和条件，而且还应注重使设计出的卫星及其分系统有较好的工艺性和装配性，要注重制造和总装的经济性，无论是分系统的制造和装配以及卫星整体的制造和总装的工艺性、装配性和经济性．都与承制单位的装备和技术条件、技术水平和管理水平等具体情况密切相关。这就要求卫星的各级设计师至少从方案设计起，就应该充分考虑和深入了解承

制部门的情况，与承制部门的工程师、工艺师和工人等密切合作。卫星各设计部门和各级设计师应把承制部门和承制人员当做协同完成卫星研制工作的亲密伙伴，要扬其长避其短，力戒对承制部门和承制人员采取我设计你照做、不请教不商量等固执己见、有损承制部门和承制人员积极性发挥的做法。为了从制度上保证设计部门与承制部门之间的密切合作，卫星的详细设计图纸和有关技术文件要由承制部门进行工艺和装配审查。在详细设计的图纸上应有会签栏，由承制部门负责审查的人员签署。

3.6.2 卫星分系统的详细设计

卫星分系统的详细设计，无论是初样详细设计还是正样详细设计，都要得出满足卫星总体下达并为分系统研制部门所接受的分系统正式设计任务书全部要求的、供承制部门制造和装配用的全部图纸和资料。卫星分系统制造和装配完成后，承制部门与设计部门要有一个交接手续。卫星的分系统是卫星总体的一个有机组成部分，孤立存在没有意义。在卫星各分系统制造和装配完毕、并交设计部门后，卫星各分系统设计部门应转交给卫星总体设计部门，并由卫星总装部门总装成整个卫星。分系统设计部门向卫星总体设计部门交付其分系统实物和软件要经过一个由卫星总体验收的过程。一般认为，卫星各分系统的详细设计在用其产品总装出卫星并经卫星总体验收之后才算完成。下面，就卫星分系统详细设计的几个问题作一些说明。

（1）卫星分系统初样详细设计和正样详细设计

卫星设计的各个程序所得出的各种设计，一般用评审的办法给予评价。但对于目的在于获得具有正式设计任务书所要求功能的、适应特殊环境的实物的卫星分系统详细设计的评价，只有评审就不够了，还要看制造和装配出的分系统实物能否通过检测、试验和特

殊的环境模拟试验（如各种力学环境试验、热真空模拟试验、声振试验和电磁相容性试验等）。

设计和制造装配出的卫星各分系统首先要通过分系统级的检测、试验和由卫星环境规范（或技术条件）规定的各项特殊试验之后，才具备交付卫星总装的条件。交付总装的卫星各分系统实物在组成卫星整体之后，还要按实物评价的办法进行各种必需的整星级检测和模拟试验。只有在整星级检测和试验通过后，卫星各分系统的详细设计才算达到了满足其正式设计任务书全部要求的程度。

卫星各分系统进行分系统级的检测、试验和环境模拟试验以及总装成卫星进行整星级的检测、试验和环境模拟试验，可能有的通过、有的不能通过或有的通过、有的有问题。只有产品全都通过检测、试验和环境模拟试验的分系统详细设计才能称为卫星分系统的正样详细设计。与此相应，要进行修改和改进的卫星分系统的详细设计，可统称为卫星分系统的初样详细设计。

（2）卫星分系统的交付和验收

根据卫星分系统详细设计的图纸和资料，由承制部门制造和装配出来的卫星分系统实物，应该由承制部门交付给分系统设计部门。卫星各分系统设计部门应该用实物检测和试验的办法测定该分系统的各项参数和性能、检验和试验它与有关方面的接口关系和协调关系，用实物检测和试验的实际结果来判断该分系统的详细设计是否达到正式设计任务书的要求。如果检测和试验的结果满足要求，则分系统设计部门接受承制部门提交的分系统实物。如果在检测中出现问题，分系统设计师应该找出问题发生的原因，得出故障模式。如果问题在制造和装配方面，则应反馈到承制部门，由承制部门进行返修。如果故障是设计有误引起的，则应反馈到需要作修正或改进的设计程序，从该设计程序开始进行修改或改进，按顺序进行到对详细设计作修改或改进。承制部门根据修改或改进后的详

细设计进行修改或改进，修改不了的，则应废弃重新制造和配设软件，经测试、检验合格后交付。

经上述分系统级检测和试验合格的卫星分系统实物再通过规定的分系统级环境模拟试验后，交付卫星总体设计部门进行验收。验收一般采用实物检测和试验的方法。经总体验收后的卫星各分系统产品则交付卫星总装部门进行卫星总装，而后再进行整星级的验收，直到通过为止。

(3) 卫星分系统检测设备的设计

无论是卫星分系统承制部门交付给卫星分系统设计部门和卫星分系统设计部门交付给卫星总体设计部门的卫星分系统的硬件、软件实物，都要通过检测和试验。因此，卫星分系统的检测和试验设备就成为和分系统配套的、不可缺少的部分。卫星分系统的详细设计所包含的内容，除分系统本身的详细设计外，还应包括与其配套的检测设备的设计。

卫星分系统检测设备的硬件和软件与该分系统之间的接口要在分系统详细设计中妥善解决。由卫星分系统设计部门负责该分系统的检测设备设计，有利于妥善解决分系统与其检测设备之间协调和接口问题。

检测设备是地面设备。设计检测设备的着重点应放在如何正确显示和记录受它检测的卫星分系统功能和质量参数上，放在保证检测的安全性上。在设计检测设备时，应该尽可能地多采用通用的设备和计算机，尽可能地减少专用的、需要专门设计的设备和计算机，以减少工作量和提高设备的有效性。

3.6.3 卫星总体的详细设计

卫星总体的详细设计也和其分系统的详细设计一样，分为两个阶段。初样阶段的卫星总体详细设计本意上就应是正样设计，只是

按此设计制造并总装出的卫星要通过整星检测、试验、环境模拟试验和整星性能功能验证才能确认为正样星。如果有不能通过的情况，则称初样星。在此情况下，卫星总体详细设计需改进，经过初样阶段各种整星试验改进后的详细设计称为正样设计，这是能够通过整星检测、环境模拟试验和验证的卫星总体详细设计。

卫星各分系统经总装成整星后，整星的交付和验收也采用实物检测和试验的办法。因此，整星检测用的检测设备的设计也是卫星总体详细设计中的一项重要设计工作。

除了上述这些与分系统详细设计相类似的设计工作外，卫星总体的详细设计工作还有以下几项。

1）卫星总图和直属部件的设计。

2）卫星整体的总装设计。

3）卫星总体检测电气大图设计和检测规程的制定。

下面分别对这三项总体详细设计工作作一些说明。

（1）卫星总图和直属部件的设计

根据卫星各分系统和它们向卫星总体提出的、并为总体所接受的有关实现它们功能的特殊要求，经通盘考虑卫星上能流、物质流和信息流合理的、有序的流动和存贮以及整星质量特性（主要是质心位置和转动惯量）等方面的要求和卫星与其同级系统、检测设备、运储吊装设备等方面的接口关系，以卫星方案设计的总体构形为基础，将卫星详细设计给出的各分系统综合、汇总和布置到卫星之中，得出卫星整体总图的设计工作称为卫星的总图设计。卫星总图设计是卫星总体直属部件设计和卫星总装设计的基础。

在综合、汇总和布置所有分系统时，卫星总体需要为各分系统及其组成部件提供相应的支撑、联结、固定，并要创造各分系统能够适应的环境、条件和满足各分系统的特殊要求。为此，在卫星总体详细设计中要为上述需求设计出各种支架、紧固件、联结件、减

振件、配重件，设计出为分系统创造合适环境和条件的、为分系统所特殊要求的装置和设备等，所有这些装置、设备和部、组、元件，一般都不属于任何一个分系统，而要由卫星总体设计部门根据需要经综合考虑后再详细设计出来。这些为综合、汇总和布置各分系统使用的又不能单独成为分系统的东西，统称为卫星总体的直属部件，是卫星总体（整星）的一部分。

（2）卫星的总装设计

卫星的总装设计是卫星总体详细设计的重要部分。卫星总装设计应提供卫星总装使用的一整套图纸和文件。卫星总装部门依据总体设计部门提供的总装设计图纸和资料，综合本部门的具体条件作出总装工艺和必要的工装设计，并据此有序地进行卫星的总装工作。卫星总装部门还应根据卫星总图、卫星总装设计及总装工艺，制订出卫星总装检验规程和设计必要的工装和检测设备，以保证总装出合格的卫星。

卫星在检测、试验、运贮和待发射的过程中，某些设备可能出现故障。在此情况下，需要取下故障设备进行排除故障的工作或用无故障的备用设备更换故障设备。因此，在进行卫星的总装设计时，除了要考虑能将卫星的所有分系统及其组成部分再加上直属部件总装在一起，还应注意有关设备的易装拆性和可接触性。

（3）卫星总体检测电路大图的设计和检测规程的制定

卫星在总装后的检测主要是供电和电性能的检测。卫星检测时，要使用一套卫星总体检测设备。这套设备应在卫星详细设计时与卫星总体设计同步进行设计。

卫星进行总体检测时，使用的电源有两种，一种是卫星的电源，也就是卫星在空间轨道上运行时所用的电源；另一种是由市电经过检测设备转换和稳压的电源。星上电源主要有星上蓄电池和星上太阳能电池，少数卫星还用核电源。而地面检测卫星时，太阳能

电池和核电均无法提供电能。而且星上蓄电池的电能主要是为卫星在轨道上运行使用的，经不起地面检测的过多消耗。因此，卫星检测主要使用地面电源。

卫星在检测时与其检测设备的接口，主要有两种形式。一种是无线接口形式，就是通过星上天线和地面设备天线进行电波传递、接收的形式；另一种是有线接口形式，就是通过电缆进行信息和电能传递、接收的形式。在检测卫星时，卫星整体的全部电器和电缆网与其地面检测设备的全部电器和电缆网，通过两者的接口连接起来，形成一个星（卫星）地（地面）综合的、相当大的复杂的电路网络。这个星地电路网络通过卫星检测电网络总图来表示其间的各种联系。卫星检测电网络总图习惯上叫做卫星总体检测电路大图，简称卫星电路大图。设计卫星电路大图是卫星总体详细设计的一项重要的工作。

卫星电路大图是制定卫星总体检测大纲和规程的依据。设计卫星电路大图，既要满足整星采用检测办法进行交接和验收的全部要求，又要注意卫星的危险品性质，保证检测过程中的卫星、检测设备和参事人员的安全性。

在卫星总体详细设计中，还要提出卫星总体测试大纲和制定卫星检测细则。卫星检测大纲规定检测的项目、内容、条件和注意事项。卫星检测细则是按准确的动作指令编排的、操作性强的用于检测的过程和程序。卫星总体检测细则中的每一条指令，都应通过电气大图的相应路线确认：

1）可以达到检测的要求；

2）不存在电磁干扰；

3）不存在能够引起问题的潜电流；

4）不会有不安全问题。

3.7 卫星通用设计程序的进一步讨论

为了使卫星设计师对卫星通用设计程序有一个全盘的了解，本节对此进行小结并作进一步的讨论。

将上面几节讨论过的卫星设计程序作大致归纳，可以得出如图3-7所示的流程框图。这个图表明了卫星各设计程序的顺序、各程序的共24个主要设计工作项目和对各设计程序工作的评价方式，此图的内容上面各节已有详细解释，这里不再赘述。

3.7.1 卫星通用设计程序的简化

根据实际情况，可对卫星的通用设计程序作一定的简化。常用的简化方式有两种：一种是设计程序或工作项目的省略和简化，另一种是设计程序或工作项目的搭接。

(1) 设计程序或工作项目的省略和简化

本章推荐的由8个按先后次序排列的子程序所构成的卫星通用设计程序，总的说来可以覆盖卫星的全部设计工作，可适用于各种卫星的设计。这8个设计程序所包含的24项设计工作，任何卫星设计都是要做的，都是不能缺漏的。但在实际的卫星设计工作中，往往会遇到某一设计程序或它的某一或某几项设计工作事先已基本做完的情况。对此情况，这些已基本完成的设计程序或设计工作项目就没有必要重复再做，而只需经复核和认可后纳入设计过程中即可。这样，对卫星通用设计程序或其所包括的设计工作项目就可以作相应的省略或简化。

例如，在卫星的上一层次系统——卫星工程系统有强有力的设计师队伍的情况下，卫星工程系统的设计师已按工程设计的程序认真和规范地完成了卫星工程系统的外部设计、概念性设计和可行方案设计，进入了卫星工程系统的方案设计程序并给卫星型号下达了

图 3-7　卫星通用设计程序的流程

卫星设计任务书。卫星作为卫星工程系统的一个分系统，在卫星工程系统的前几个设计程序中当然也参与了设计工作，到卫星工程系统方案设计程序时，卫星在该工程系统中的地位、作用和它应具备的功能以及与同级各分系统的关系和接口的具体状态均已确定。这就是说，在开始卫星设计之前，卫星的外部设计程序、确定卫星初步设计指标和任务书的程序已在卫星工程系统的设计中完成。由此，这两个程序的工作在卫星设计的实际进程中都可以省略，卫星的设计工作就可从接受初步设计任务书开始。

又如，在已明确由选用的卫星公用平台或公用舱来进行系列卫星设计的情况下，由于有很强的技术继承性，有关卫星公用平台或公用舱的设计工作，就变为公用平台或公用舱适应有效载荷和通过有效载荷以优化卫星整体的工作。此时，卫星的设计当然仍应按程序性规律进行，但通用设计程序中的各设计工作项目可大为简化，从而大大减小了设计工作量和卫星设计师的负担。

(2) 设计程序或工作项目的搭接

设计程序是由卫星设计的程序性质表现出的设计工作先后顺序的客观规律。对此，卫星设计师应该遵守、不能违反，否则要为之付出代价。但卫星设计的工作面相当宽，在实际工作中整个面上工作的推进不一定都能整齐划一。由一个设计工作项目进到另一工作项目，由一个设计程序进到另一个设计程序，如果能够做到全面工作都到达转进线上，当然很好。但在实践中，常常会遇到设计面上工作此前彼后、难以等齐到达同一条转进线上，或者为了要等齐而导致降低工作效率或不必要地延长研制周期等情况。为此，要给卫星设计师一点灵活性，应容许他们对某些设计工作项目或设计程序做有条件的搭接。卫星设计工作项目和设计程序的搭接，指在前一工作项目或程序还没有完全结束就开始后一过程项目或程序的一种临时的短期的设计工作状态。卫星设计师正确地利用搭接状态可提

高设计工作的效率，因此也可以算作设计工作项目和设计程序的一种简化方式。

卫星设计师在利用搭接时，必须掌握前一工作项目或程序“没有完全结束”的分寸，即搭接是有条件的。这里“没有完全结束”者，指前面的工作肯定可以在后一设计工作项目或设计程序的时限内完成，又不会影响设计工作的正常进行。

在卫星的设计中，设计工作项目和设计程序的搭接简化是一种常用的和有效的办法。卫星设计师，特别是卫星总设计师和主任设计师掌握和运用好这种简化的艺术，能够在保证设计工作质量的前提下提高设计和研制工作的效率。要切忌有意或无意地不顾“分寸”，把搭接实际上变成为设计工作项目或设计程序的跨越。这样做，当时从表面上看似乎提高了效率、加快了进度，但实质上恰好相反，而是打乱了设计和研制工作的正常次序，自己给自己制造麻烦，甚至会造成严重的后果。

3.7.2　卫星的设计评审

卫星的设计评审是卫星设计中的重要环节，在图 3-7 表示的卫星通用设计程序流程图的纵向标记中有“评价方式”一项。评价方式可采用评审或检测加评审的办法。下面对设计评审作一些讨论。

按设计程序进行卫星设计时，前后程序之间的交接和反馈是设计中不可缺少的重要的环节，它对设计工作的品质能起到保证的作用，在卫星设计中应给予足够的重视。一般而言，在卫星详细设计之前的各设计程序的交接，主要采用设计评审的办法；对详细设计中各程序和阶段的交接，采用检测、试验、验证加评审的办法。一种卫星型号的评审工作宜由设计师系统之外的同行专家组成的设计评审组承担。

当某一型号卫星的某一设计程序的工作完成后，由该型号的设

计评审组对这一设计程序的工作做一次全面认真的审校和复核工作，在此基础上对该程序的工作做出客观的评价，提出评审意见。评审意见可能有下列 4 种情况，即：1）通过；2）基本通过；3）修改后再评审；4）不通过。在情况 1）时，评审组认为所评审的设计程序的工作已经完成，设计工作可进入下一设计程序。在情况 2）时，评审组认为此程序的主要工作已经完成，设计工作可以进入下一程序，但有些工作还留有一些需要和可以在进入下一程序后限期扫清的“尾巴”，这是一种按搭接简化处理前后程序交接的办法。在情况 3）时，评审组认为被评审的程序的工作要进行重大的修改或工作距完成甚远，不能进入下一设计程序，需要修改后或做完后再重新评审。在情况 4）时，评审组认为被评审的程序的工作有原则性或方案性问题，也就是照此继续做下去可能会出现“此路不通”或导致失败，因此有必要将设计工作反馈到引起这些问题出现的那个设计程序，从那里开始重新做工作。

设计评审在卫星设计程序的流程上，是一个设计程序的终止点。卫星一个设计程序的工作算不算完成了，能不能画上句号，不能只看卫星设计师是否做完了规定的工作和给出了全部资料，还要由评审组评审，看能不能通过评审。这有点像学生学完了一门课程，还要通过考试才能算数一样。设计评审是对卫星一个设计程序的工作的全面审校、复核和评价。因此，它也是一项设计工作，不过是一项由评审组来做而不是由设计师系统进行的设计工作。对像卫星这样的高技术工程项目，重视设计评审的地位和作用，按其原本具有的属性去进行评审工作，不仅可以提高卫星设计和研制的质量，而且还可以约束卫星设计师系统和型号的行政负责人按设计的客观规律办事，少走弯路。

卫星的详细设计程序（总体详细设计和分系统详细设计）中包含卫星初样和正样两个阶段，在这两个阶段都有做出卫星实物的要

求。因此，卫星详细设计程序之间以及其初样、正样阶段的交接主要应通过实物检测、试验和验收的办法，对设计工作的评价也应以这种检测、试验和验收的数据和结果为依据。在检测、试验和验收中出现的问题，属于设计引起的当然要反馈到相应的设计程序上。虽然这种评价与详细设计程序以前的对设计工作进行审校和复核工作有所不同，但为方便起见，一般也将卫星详细设计中两程序、两阶段的交接工作称为评审，这种评审工作也由型号评审组承担。

在某种意义上讲，评审组是一个进行技术把关和提供决策依据的技术专家组。这个组的成员对卫星的设计和研制工作必须了解和清楚，这样才能做出公正、合理和令人信服的评审结论。评审组应对他们提出的评审意见负责。

第4章　卫星的设计要求

卫星与其周围环境的有关部分关系密切。在设计卫星时要同时考虑卫星本身（内部系统）及其周围的环境（外部系统），分析和了解它们之间的相互联系和相互影响，进行外部设计和内部设计。内部设计必须适应外部环境对卫星的作用，外部设计也必须适应卫星对外部环境的反作用。只有这样，才能设计出内、外匹配和协调的能满足要求和目标的卫星。

前面第3章分析得出，卫星的外部环境有工程系统环境、技术和经济环境、人工和自然环境等。其中，工程系统环境主要就是它的上一层次系统（卫星工程系统）和它的同级系统（运载器、发射场、测控网和应用系统），卫星是通过卫星工程系统来面向和满足社会对它的需求的。技术和经济环境主要指研制卫星可能获得和受到的技术、经济支持和制约，以及研制单位的技术和管理队伍的素质。人工和自然环境指卫星在储运、发射、运行和返回时所遇到的各种环境。图4-1表示包围卫星的外部环境，图4-2表示卫星与其外部环境的相互关连和相互作用。

根据社会对卫星的需求，从包围卫星的外部环境入手，通过论证，提出卫星总体设计必须给予满足的要求——卫星设计要求，是卫星外部设计的一项主要工作。

卫星必须具有满足社会需求的功能。卫星的功能是它的有效输出，是卫星与其外部环境相互作用表现出的能力。卫星设计任务书中，对卫星有效输出的定量的、准确的描述，就是卫星的功能设计要求，卫星的功能主要指它在技术上满足需求的功能。对卫星的设

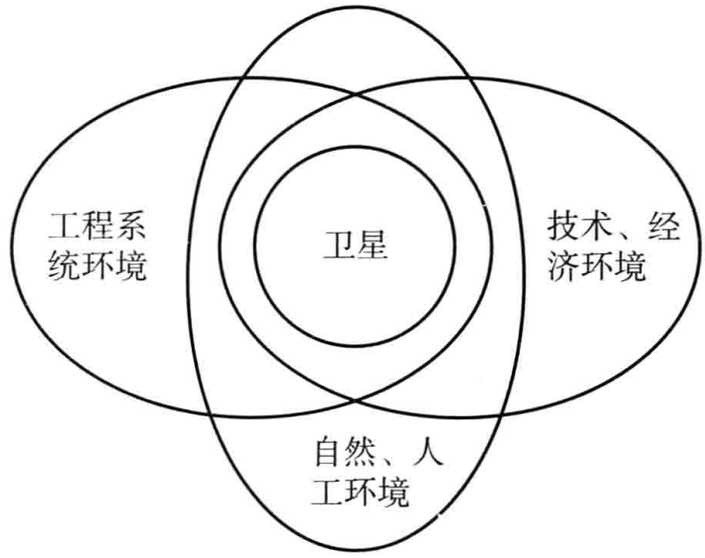


图 4－1　卫星的外部环境

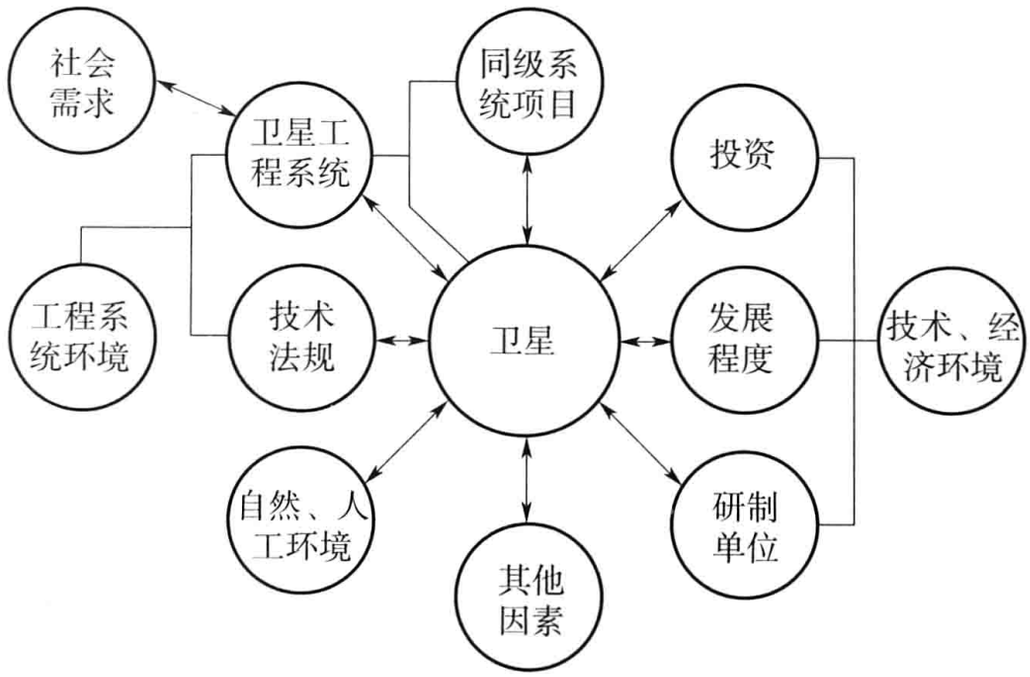


图 4－2　卫星与其外部环境的相互作用

计要求，除卫星功能要求之外，还有可靠性、适用性、工艺性、经济性和与时间有关的等方面的要求。

卫星的设计要求应该是定量化的，能明确表示出对卫星的需求和能说明卫星的整体指标的要求。在将社会对卫星的需求转化成它的设计要求后，设计要求就成为卫星设计的最重要和最根本的依据。当完成了卫星某一设计程序和某一研制阶段的工作后，要进行

评审，评审的主要依据和标准也是设计要求，所以，卫星的设计要求覆盖卫星研制工作的全过程，关系到卫星研制工作的全局。如果卫星的设计要求存在问题，例如：要求不合理、不切实际、各项要求之间隐含着不能调和的矛盾，甚至有错误，那么对卫星设计和研制带来的影响和造成的损失将会是全局性的，因而也会是重大、严重或难以补救的。

卫星是一个工程系统，其设计要求按组成层次有总体的、分系统的、子系统的、设备和部件的、也有零件的。在卫星的外部设计中，只提出卫星总体的设计要求。卫星各分系统以及分系统以下层次的设计要求，则由卫星总体方案设计和相应的上一层次的方案设计给出，都属卫星内部设计的范畴。本章有关卫星的设计要求的内容是对卫星总体层次而言的。由卫星外部设计得到的卫星设计任务书中的技术、经济指标和环境条件等，都是卫星的设计要求。但卫星设计任务书还不能包括卫星研制全过程中的全部设计要求。对卫星总体详细设计（包括初样和正样设计）的一些要求规定也不可能具体和明确，这些设计要求应随研制工作的深入而逐步具体和明确。

4.1 卫星设计要求的构成

卫星与其外部环境的相互关连和相互作用是多方面的，由此决定了卫星设计要求的多元化。对众多的卫星设计要求可以从逻辑思维的角度，分成目标性设计要求和约束性设计要求；也可按内容的不同，分成技术、经济、时间、风险等方面的设计要求；还可以把各设计要求分布于卫星的寿命周期各阶段上，或把设计要求按卫星外部环境的层次高低予以归纳。这些分类方法各有特点，卫星设计师可根据要研讨的具体问题，选择分类方法。在卫星与其外部环境

相互作用的过程中和在整个卫星的经济寿命周期间，支持和制约卫星实现其任务的必不可少的条件和内容，都应在设计要求中给予恰当的反映。无论采用哪种分类方法、采用什么样的形式来表达和阐述，卫星的设计要求都应包括上述的共同的内容。本书把这些必不可少的条件和内容称为设计要求的要点。

4.1.1　卫星设计要求的要点

设计卫星需要达到一定的目的，同时又要受到现实条件的支持和制约。因此，可把设计要求概括成目标性设计要求和约束性设计要求两大类。不论是目标性质的设计要求还是约束性质的设计要求，从内容上都应包括以下几类。

第一类是技术和功能方面的设计要求。卫星是为满足社会特定需求在空间轨道上自动运行和工作的人造物，需要具备特定的对地服务功能。例如，对地观测功能、通信广播功能等。卫星需要由运载系统为它提供到达轨道的能量，需要由测控系统对它进行跟踪、测量和传输必要的控制指令、接收它发回的遥测信息。卫星要在使用（工作）寿命期间可靠地在空间轨道上工作，要把它在外层空间活动的成果传输或送回地面加以处理和应用以满足社会需求和产生效益。诸如此类的有关卫星技术和功能、生产制造、与卫星工程系统中其他各分系统的接口协调等方面的要求，都是卫星设计的技术和功能要求，是卫星设计要求中的基本成分。它们直接关系到卫星的研制目的，决定了卫星的技术状态。而卫星的技术状态又与研制成本、周期、技术风险等关系密切。在发展卫星时，有的情况下可能非技术方面的因素占据主导地位，但要把卫星实实在在地搞出来，最终还需要按照一定的技术要求、采用合理的技术途径和可行的技术方案才能办到。因此，可以认为有关技术和功能方面的要求是构成卫星设计要求的第一类要点。

第二类是经济方面的设计要求。研制卫星必然会有经济效益方面的考虑，特别在市场经济的条件下，卫星产品也是商品，既要满足社会的需求，又要从为社会的服务中获得收益。研制卫星的效益由开发和生产成本以及运营收入两方面决定。效益——包括经济效益和社会效益的大小是评价卫星工程系统优劣的重要因素。与卫星设计直接相关的经济因素是卫星的研制（研发和生产）费用，用成本予以概括。卫星设计师需要在规定的投资总额和投资强度下，设计出能产生预期效益的卫星。因此，有关成本的要求是构成卫星设计要求的第二类要点。

第三类为时间方面的设计要求。不论从航天发展规划和计划对卫星工程系统研发进度安排，还是从用户使用考虑，对卫星都有研制周期和使用可靠性、工作寿命等方面都有要求。在国内外卫星市场竞争日趋激烈的情况下，社会所需求的卫星如果不能按期研制出来并交付使用，用户将会转向租星、买星来满足他们的需要，而置卫星研制单位于不顾。有关可靠性和工作寿命等方面的要求，与卫星的功能直接有关，可列入技术功能要求中。因此，研制周期（工期）就构成卫星设计要求的第三类要点。

第四类为风险方面的设计要求。卫星属高技术产品。高技术产品也是高风险产品。卫星如发生中途夭折或暂停研制，或虽研制出来，但技术功能没有达到预定的要求，或研制周期大大超过，或使用后的经济效益太差，或在部署与使用过程中发生了灾难性故障而无法完成原定的任务等情况都是卫星任务提出方、研制方和用户不希望出现的。因此，对卫星提出确保成功、避免失败的要求十分重要，它关系到卫星能否达到原定的目标以及任务提出方、研制方和用户的利益、声誉，涉及卫星市场的占领。有关卫星的风险因素存在于任务确定、技术方案、研制计划、经济保障、市场需求情况等各个方面，卫星设计师要能从技术角度来降低风险水平。因此，应

把技术风险要求列为卫星设计要求的第四类要点。

上述四类设计要求要点既相对独立，又相互关联。其中，技术和功能要求在这四类要点中为基本要点。下面对它作进一步的讨论。

4.1.2　卫星的技术和功能要求

从技术角度考察卫星与其外部环境的相互关连和相互作用，可把技术和功能要求分成功能、技术协调、制造工艺、运行操作和发展衔接等五方面的要求。

（1）功能要求

功能要求是最基本的设计要求，主要指对卫星有效载荷输出的要求。它来自社会对卫星的需求，例如对地观测卫星的覆盖要求、地面分辨率和光谱的要求等。功能要求可能还包括来自国家、社会和研制单位对技术发展的某些需要或附加目的。卫星的功能要求中还应包括那些与实现功能相关的、要由卫星平台提供的支撑和保障的要求。诸如：卫星必须处于能实现规定功能的运行状态；卫星必须能在规定的工作寿命期内于外层空间各种恶劣环境下可靠地工作；卫星必须能在运行过程中保持动态稳定性，具有一定的抗干扰能力和工作准确度以及与这些相应的运行状态、工作寿命、可靠性、稳定性等方面的要求。

人造地球卫星是发射数量最多的航天器。在世界各国发射入轨的航天器中，各类人造地球卫星（对地观测类卫星，通信广播类卫星，导航定位类卫星，科学、试验类卫星等）约占 90%。不同类的卫星有不同的功能要求，同类不同种的卫星也有不同的功能要求，同类同种的卫星由于方案和技术途径不同对功能的要求也会有差异。作为一个例子，表 4-1 列出一个静止轨道气象卫星的功能要求项目。

表 4-1 某气象卫星功能要求项目

卫星轨道	偏心率，定点位置，位置保持
气象探测	光谱特性，星下点分辨率，动态范围，信噪比和等效噪声温差
数传、云图广播	等效各向同性辐射功能（EIRP），接收品质系数（G/T）
数据收集	接收通道数（国际、国内），EIRP，G/T
姿态控制	控制精度，测量精度，姿态稳定度
卫星可靠性	运行工作寿命，可靠性

（2）技术协调要求

技术协调要求体现卫星与卫星工程系统及其中的与卫星同级的系统在技术性能上的相容性。这种要求对保证它们之间能、物质、信息流的畅通以及各自功能的实现，是必不可少的。卫星设计要以卫星工程系统整体优化作为准则，但卫星在卫星工程系统中又占据核心地位。因此，卫星工程系统的设计又要以卫星为主导来进行。从卫星与运载器的关系来讲，卫星是运载器的有效载荷，卫星的初始质量和初始轨道要与运载器的运载能力相适应，卫星的尺度也要与运载器的有效装载空间相适应，卫星所能承受的环境条件也要和运载器产生的环境条件相协调。再从卫星与测控网、应用系统的关系来讲，如何有效、及时地沟通它们之间的信息联系，需要协调确定。上述这些内容涉及物质性实体构造以及物质运动、能量转换、信息传递，与此相应，有构造协调、运动协调、能量协调，包括质量、尺度、机械接口、电气接口等方面的要求。

除了上述属于卫星工程系统的技术协调外，还有来自更高层次方面的技术协调要求。诸如：有关的国际规定和国际合作协议（例如，静止通信卫星定点位置分配和通信频段的选择），国家法律和部门规定（例如，国家或军用标准，部、院标准）；与现有类似功能的卫星项目的关系（应力求做到技术上有继承、但又有发展，功能上有交叉、但又有扩展）。此外，卫星总体也需和它的分系统进

行协调。

图 4－3 给出了卫星设计时应予以进行技术协调的大的方面，图中虚线表示层次关系。

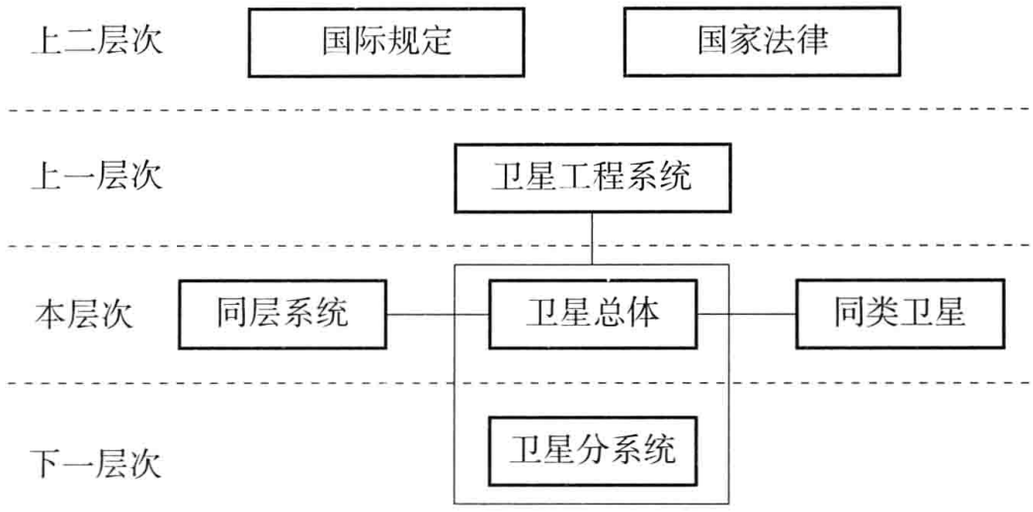


图 4－3　卫星设计的协调面

（3）制造工艺要求

工艺指在生产劳动中利用工具、机器或其他设备等对原材料或初级产品进行加工、装配、实施物质性转换的程序、方法和技术。任何卫星都要通过硬件制造、软件编程、总装、测试和试验验证后才能运到发射场发射。卫星在发射前还必须进行整星级的各项地面模拟性能测试。因此，工艺性、可检测性和与试验设备适配性都是设计卫星必须关注的，应在设计要求中体现出来。在卫星的设计要求中考虑制造工艺方面的问题，为的是使卫星的设计与其承制、试验单位的条件相协调，以保证卫星的设计能在承制、试验单位现有基础上或经必要的技术改造后顺利地予以实施。此外，卫星设计还应考虑那些在试验、生产、安装、转运等过程中需要的附加性内容。由于硬件制造、软件编程以及其相关的检测、试验等工艺要求，主要通过分系统、部件的设计加以解决，在卫星总体设计中应考虑的制造工艺要求主要指整星总装、检测、试验、转运等方面的要求。制造工艺要求既对卫星的设计提出约束，又影响和限制卫星

功能的发挥。如果这种影响和限制变得重要或成为研制需解决的重要问题时，卫星总体设计师应对承制、试验的条件提出改造要求，或要求承制单位采用新的工艺、要求试验单位采用新的方法，以保证卫星达到规定的功能指标。

（4）运行操作要求

运行操作要求指卫星使用过程中有关环境条件、人机关系、天地关系、勤务保障、安全性等方面的要求。运行操作中的环境因素包括稠密大气层和外层空间的自然环境、运载器工作产生的环境、卫星在外层空间运行的环境和返回稠密大气层（对返回式卫星而言）的环境以及在转运、待命发射中的环境等。环境条件项目有温度、压力、湿度、振动、冲击、噪声、辐射、电磁、污染等。在设计卫星时要考虑各种环境因素的影响，还要考虑卫星对所遭遇环境的适应能力以及对外部自然环境（特别是外层空间环境）的反影响。外层空间的天然环境（高真空、超洁净、强辐射及大温差等为其特征）和高远位置（地球静止轨道只有一条）等资源是全人类的共同财富，在设计卫星时应考虑对天然环境的保护和卫星“寿终正寝”后的处置问题。人机关系主要涉及卫星在地面（包括出厂前）总装、测试、星箭对接等过程中人机接口、安全性、可检测性、装配误差等方面的要求，特别要注意关键件或易出故障件的可接近性和可更换性。卫星发射后一般不再维修，但需要和地面沟通联系。卫星的运行工作情况、在外层空间的活动成果需及时传送地面，地面也需根据卫星的运行工作情况适时地对卫星进行调控。因此，天（卫星）地（测控网、应用系统）关系是卫星设计需要考虑的特殊要求，这些要求中也有人机关系。因为天地间的信息传递、处理，离不开人的工作，需要发挥人的能动作用。勤务保障方面的要求涉及转运、发射、运行和回收等各阶段，指的是卫星需从外部获得的保障条件和外部条件对它的限制。安全性是必须认真考虑的一项要

求，在提这方面的要求时，既要考虑到卫星是具有危险性的昂贵产品，又要注意到它特殊的一次性使用的特点。卫星在地面的测试必须安全可靠，不可出现危及安全的事故。对能造成致命故障的部件要采取措施来提高可靠性；对危险性的器件要采取有效措施，确保其在需要工作时能可靠工作、在不需要工作时一定不工作、在可能导致危险发生时也不工作。卫星在空间轨道上工作时，需要通过遥测对它的一些关键部位和关键参数进行监测，以便地面及时判明其工作情况正常与否，是否需要提出相应的应由星上执行的要求。

（5）发展衔接要求

发展衔接方面的要求包括对原有类似卫星的技术继承、所研制卫星的技术改进和今后进一步发展的内在更新能力。除了一些试验性或开拓性的卫星外，有多种卫星是在原有卫星的技术基础上开发和发展的，对这些卫星应参考国内外的经验和教训，尽可能地采用公用卫星平台和成熟技术，以减小技术风险。这对降低研制成本、缩短研制周期有重要意义。继承的目的是为了发展，新设计的卫星应该比原有的卫星在技术上有所进步，在功能上有所扩展。对技术的改进，无论是采用新技术、新构想和新方案，都要考虑到本国的国情和需求，做到切实可行，特别要防止出现片面追求某一分系统或某一方面的先进和赶超，而导致整星优化程度和可靠性显著降低、研制成本和研制周期大幅度增加的局面。一个好的卫星设计不仅应满足当前的社会需求，还应使它的平台、分系统和设备具有一定的扩展应用的潜力，能通过部分分系统、设备的更换和改进，特别是对直接关系到卫星功能实现的有效载荷进行更新，就可以较方便地改善卫星的功能、扩大卫星的用途。卫星的技术难度大、研制周期长、研制费用高、发展又很快，在技术功能要求中体现和贯彻公用卫星平台、设备和部件模块化等有利发展衔接要求的思想是十分重要的。

综上讨论，可以列出如图 4－4 所示的卫星设计要求组成概况。

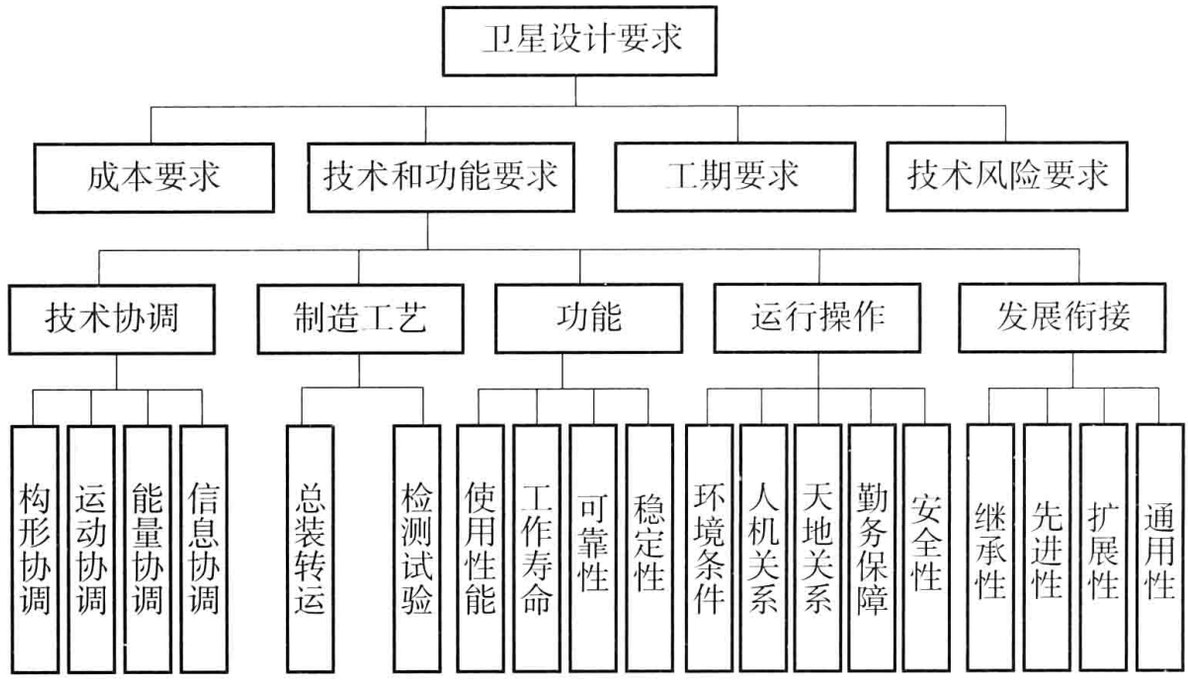


图 4－4　卫星设计要求组成

4.2　卫星设计要求的分析和综合

4.1 节已讨论了卫星设计要求的组成。对一个具体的卫星而言，并不是所有的设计要求都是同等重要的。卫星总体设计师应对设计要求进行分析和综合，区分各项要求的不同性质和层次地位，明确设计要达到的目标、所受到的约束。只有这样，才能把各方面的设计要求恰如其分地体现到设计工作中，使所设计的卫星达到整体优化和满足社会需求的目的。

4.2.1　层次分析综合模式

卫星设计要求的四类要点中，技术和功能要求是基本的设计要求，但这并不意味它与工期、成本和技术风险要求处于不同的层次。因为无论卫星的技术功能如何好，如果不能按规定工期研制出来，或研制经费要大大超过投资额度，或不能化解技术风险，都是

用户不能接受的。特别是在市场经济的条件下，行政部门一般不应采取行政手段来干预社会对卫星的需求。卫星研制单位只能按“市场为导向”、“用户是上帝”的原则，保质、按期为用户提供“价廉物美”的卫星。

下面对技术功能要求中的各项要求，从功能目标、性能协调、寿命周期以及外部环境来分析和综合它们的层次。

（1）从功能目标的角度分析设计要求

功能要求和发展衔接要求都属于卫星的技术功能目标性要求，前者直接关系到卫星能否完成所规定的任务，后者涉及卫星系列化和完成新使命的潜在能力。其中，来自社会需求或卫星工程系统提出的功能要求和发展衔接要求，从系统的层次性和卫星研制目标来讲，处于较高层次的地位；而来自卫星设计部门自身发展技术等其他附加目的的要求则处于较低层次的地位。至于功能要求中的使用性能、寿命、可靠性、稳定性等各项要求，由于使用性能要通过工作寿命、可靠性以及对环境的适应性才能表现出来，在一定的技术和经济、人力、物力等条件下，使用性能要求往往会与寿命、可靠性、稳定性等要求发生矛盾，寿命、可靠性、稳定性要求之间也会有矛盾，因而它们构成对立的统一体，它们之间的层次高低应视具体问题而定。同样，对发展衔接要求中的继承性、先进性、扩展性、通用性等要求，虽然也没有一个统一、确切的层次划分准则，但卫星平台的公用化、卫星的系列化和组成的模块化等发展趋势要求应处于较高层次。

从功能目标的角度，按先高层次、后低层次的原则，根据具体情况分析和综合卫星的设计要求，可以较好地处理设计要求中的不确定和有矛盾的问题。下面举一个例子。

设有一个 Ku 频段的直播卫星，定点于地球静止轨道的某个位置上。该卫星对来自上行站的电视进行大功率转发，覆盖区内的用

户可用小型地面站直接接收它转发的电视节目。这颗直播卫星的技术功能要求可以概括为下列 7 项。

1）覆盖区。

2）广播节目的信道数。

3）卫星电波到达地面的功率通量密度。

4）卫星的工作寿命。

5）可靠性。

6）轨道位置保持精度。

7）姿态控制精度。

这七项要求中的前三项是卫星应用性能要求。如果通过卫星上一层次——卫星工程系统的协调后，得出运载火箭的运载能力不能达到满足全部七项要求的高指标。为此，必须从适应运载火箭能力的角度，限制卫星的总质量，适当降低卫星的功能要求。为便于综合和分析，这里将这七项要求与卫星总质量之间的关系概括地示意在图 4－5 中。下面利用图 4－5 进行分析。

第一项要求——覆盖区减小可减小卫星的总质量。但是，作为一个国家或地区的直接广播卫星一定要能覆盖这个国家或地区的全部。因此，覆盖区是直播卫星的最基本要求，是不能降低的。

第六项要求——轨道位置保持精度，如果允许误差增大也可以减小卫星的总质量。但是轨道位置的误差大到一定程度，卫星相对地面运动的范围就会扩大，就需要地面站对卫星进行跟踪。而直播卫星的最主要的优点（特点），就是可用不需跟踪卫星的、小型的家用地面站接收电视节目。如果接收站变成要对卫星进行跟踪，那么，直播卫星的最主要的优点就会丧失，也就不称其为直播卫星了。因此，轨道位置保持的精度不能降低，由此而减小卫星总质量之路不通。

第三项要求——功率通量密度，如果降低也可以减小卫星的总

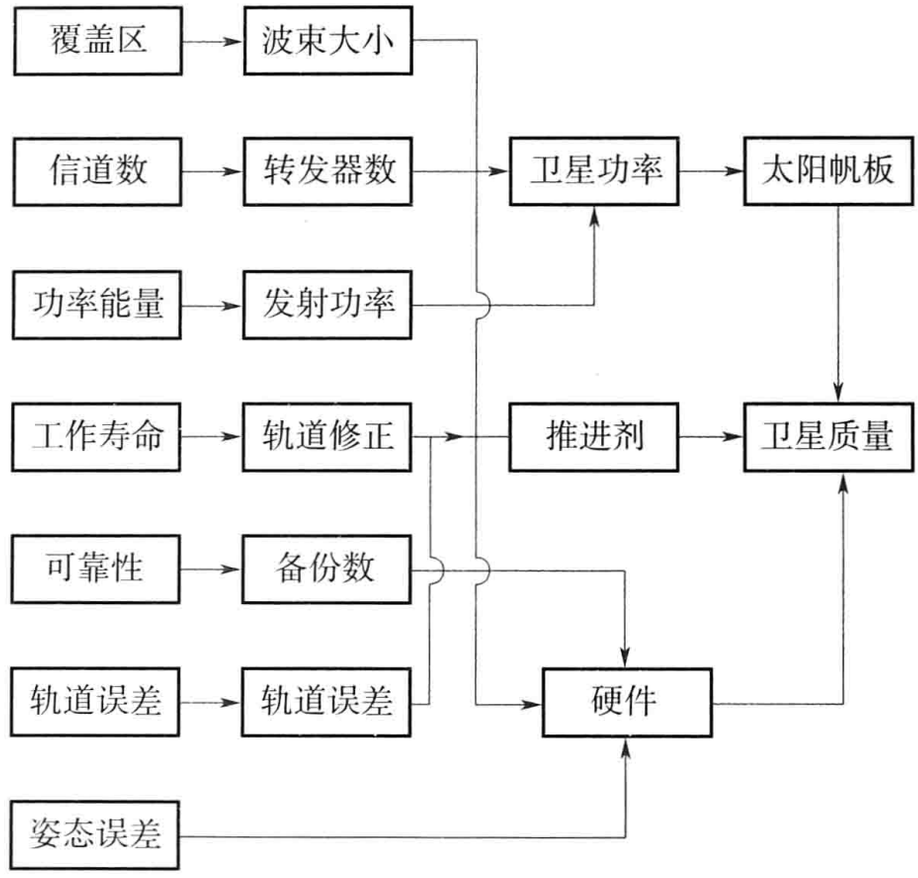


图 4－5　直接卫星的技术功能与总质量的关系

质量。但由此带来的代价是增大地面接收站的天线口径。卫星直播系统有数量很大的地面站，增大每个地面站的天线口径会使卫星直播系统的总的建造费用大大增加。因此，降低功率通量密度以减小卫星的总质量的途径也不宜采用。

由上面的分析，可以看出七项功能技术要求中，从减小卫星总质量的要求出发划分层次，则覆盖区、轨道位置保持精度和功率通量密度这三项与直播卫星工程系统的关系比其他四项更为直接，或者说处于更高的层次上。在直播卫星总质量超重时，应对其他四项要求作适当调整以减小卫星总质量。这四项要求中又以减小信道数和减小工作寿命两项，对减小卫星的总质量最为有效。

（2）从性能协调来分析设计要求

卫星的设计要能适应其外部环境。为此，要与外部环境进行构形协调、能量协调、运动协调和信息协调。通过协调理顺层次关系、位置关系、制约关系、支撑关系和接口界面关系，在此基础上才能提出适应外部环境和满足社会需求的设计要求。外部环境有层次高低之分，在协调中也存在是由卫星直接协调还是通过另外层次去协调的问题。将图 4－3 卫星设计的协调面稍加改变可以得到如图 4－6 所示的卫星设计要求的协调层次。由图 4－6 可以看出，卫星设计要求一直关系到很高的层次如国家层次、国际层次。这些较高层次的协调，有的是通过卫星工程系统、有的是由卫星（本体）系统直接进行的。无论由哪一个层次去进行协调所得到的卫星的设计要求，它们所处的层次都不会改变，在设计时处理这些要求的先后顺序也应遵循“先高后低”的原则。

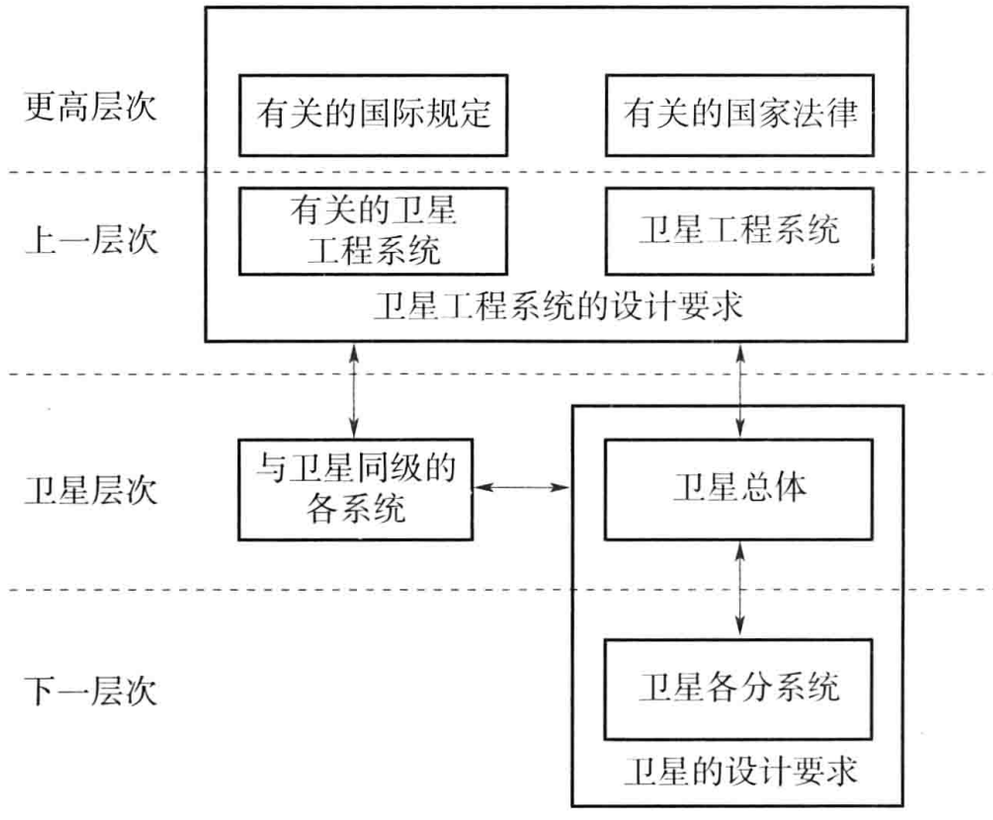


图 4－6　卫星设计要求的协调层次

（3）从实施过程来分析设计要求

图 4－4 卫星设计要求组成中的技术和功能要求所包含的制造工艺、运行操作和发展衔接要求，主要属于卫星任务确定和设计完成之后实物创制、实际运行和工作以及今后发展三个实施过程的设计要求。在这些要求中，后两项要求中的一些要求，如环境条件、天地关系、安全性和通用性等与用户的关系相对密切，对卫星设计的影响也较大，应处于较高的层次。而制造工艺要求中的总装、测试、试验和运转等项要求是对卫星的要求，故处于较低层次。至于有关生产和加工工艺的要求则要在分系统的、甚至部件的设计才用，就处于更低的层次。

（4）从外部社会环境来分析设计要求

在卫星的设计过程中，特别是在提出和确定设计要求的过程中，卫星设计师要与开发、经营、使用和实现卫星的各方面人员交往、讨论和协调，不然很难得出适当的设计要求。从这个角度看，代表国家和部门下达任务的领导机关、经营卫星工程系统、购买卫星和使用卫星的单位和消费者所提出和建议的设计要求属较高层次，它们大多是目标性的。而生产、制造、测试和试验部门所提出和建议的卫星设计要求，大多是限制性的，属较低层次。

综上所述，可以将卫星的技术功能要求的层次关系分析和综合成表 4－2。

表 4－2　卫星技术功能要求的层次关系

	功能目标	性能协调	经济寿命周期	提出要求和建议者
较高层次	使用性能要求 上一层次（卫星工程系统）的技术功能要求 发展潜力	有关的国际规定 有关的国家法规 有关的卫星工程系统 卫星工程系统	扩展性 通用性 环境条件 天地关系 安全性 人机关系	下达任务者 经营卫星工程系统者 购买卫星者 使用卫星者

续表

	功能目标	性能协调	经济寿命周期	提出要求和建议者
卫星层次	卫星同层次系统的技术功能要求 卫星工作寿命 卫星可靠性 技术继承性 技术先进性和发展性	卫星同级系统	总装 转运 测试 试验	卫星任务承担者 卫星研制者
较低层次	搭载任务要求 附加任务要求 试验任务要求	分系统	生产 加工 勤务保障	分系统研制者

上面对卫星设计要求的分析，能反映出一些要求之间的层次关系和在设计中应该清楚的先后关系，有助于卫星总体设计师从设计学的角度认识和把握各项设计要求，推进总体设计工作的进行。

4.2.2 目标一约束分析综合模式

除上述层次分析综合模式外，还可按目标一约束对卫星设计要求进行分析综合。这种模式使卫星总体设计师明确有两种不同性质的设计要求，便于对设计要求进行归纳。

任何一个工程项目的设计都需要在一定的约束条件下达到规定的功能目标（目的）。也就是说，任何一个工程项目的设计要求，从逻辑思维上都可以划分为目的性设计要求和约束性设计要求两大方面。在卫星设计要求组成（图 4-4）的四个要点中，技术和功能要求为目的性的设计要求；成本、工期、技术风险等要求则为实现技术和功能的约束，从这个意义上讲是约束性设计要求。在这四个要点内部往往同时包含有目的和制约的成份，需同时考虑这两方面的因素。有些设计要求具有双重含义，既可当目标理解，又可作约束处理，但无论怎样表达，其本质不会改变，如何划定问题的性

质，一般按处理是否方便而定。下面按目标－约束模式对卫星设计要求进行分析综合。

（1）技术和功能要求中的目标和约束

在卫星的技术功能要求中，有关使用性能、工作寿命、可靠性、稳定性等功能要求，是卫星为满足社会特定需求必须达到的，属目的性设计要求。在技术协调要求方面，现有的法律、法规、标准是对卫星实现其技术功能的约束，卫星与卫星工程系统和其中的与卫星同级的系统的匹配和接口关系既是卫星设计应达到的要求，又是对卫星设计的约束，一般可归属于约束性设计要求。制造工艺要求以及研制单位的技术水平、生产能力和人员素质是对研制卫星的具体制约，而国家、社会或卫星设计单位从发展某项技术考虑提出的某些要求则属目的性设计要求。在运行操作要求方面，环境条件、勤务保障要求可列为约束性设计要求，而人机关系、天地关系、安全性等要求涉及卫星运行操作的管理和安全，可列为目的性设计要求。在发展衔接要求方面，继承性构成对卫星设计的限制，而先进性、可扩展性、通用性等要求则为目的性设计要求。上述结果可归纳成表 4－3。

表 4－3　卫星技术和功能要求中的目标和约束

目的性要求	约束性要求
使用性能	国际规定
工作寿命	国家法律
可靠性	匹配和接口关系
稳定性	总装、转运、测试、试验工艺性
人机关系	环境条件
天地关系	勤务保障
安全性	继承性
先进性	
可扩展性、通用性	

（2）成本要求中的目标和约束

在成本要求中，既有投资总额，又应有投资强度要求；既要尽可能降低研制费用的支出，又要考虑和提高研制单位的收益。研制单位有追求收益的目标，但收益目标能否实现又要受到投资总额和投资强度的限制以及对支出的控制。相同的投资总额、不同的投资强度，还会影响到研制周期的长短。

（3）工期要求中的目标和约束

按规定的时间和额定的投资研制出合格的卫星，会对卫星的功能、技术方案和技术途径、技术风险等有所制约和影响，但又应是研制单位追求达到的目标，所以它们具有双重含义。

（4）技术风险要求中的目标和约束

技术风险的大小，主要取决于卫星方案中采用新技术、不成熟技术的多寡以及卫星方案的完善性和工作的复杂程度。按技术风险的含义是指由于技术方面的原因产生“对达到一个基准目标的不确定性”和引发“一个事件产生人们所不希望后果的可能性”，技术风险要求包括可靠性和意外风险度两方面。其中，可靠性这种统计意义上的指标，属事先可估测的，已作为卫星功能要求的一个组成项目，并划为目的性设计要求。意外风险度这种因技术上认识不足、掌握不住而引起的失效率，事先难以预测。为避免出现意外事故，要求卫星总体设计师在设计卫星时应从卫星方案、技术途径等方面作认真考虑和慎重对待，从这种意义上讲，它成为对卫星设计的一种约束。

如前所述，卫星的设计要求反映了它与外部环境的联系和作用，卫星的外部环境包括了提出设计要求的各方面因素，而设计要求又可从逻辑上划分为目的性和约束性两个方面。由此，还可以按外部环境的层次和设计要求的逻辑分类来归纳卫星的各项设计要求。

4.3　卫星设计要求的分解和确定

4.3.1　卫星设计要求的分解

卫星设计要求是卫星总体设计的依据，可以说是卫星总体设计的起跑线。它是通过卫星的外部设计，分析、计算、综合、权衡卫星与其外部环境之间的相互关系和作用而得到的。卫星是卫星工程系统的一个下一层次系统。从卫星工程系统看，卫星的设计要求则是卫星工程系统的总体设计要求按系统层次分解后分配给卫星的，并为卫星总设计师接受的要求。卫星的内部结构决定它的技术功能。因此，卫星设计必须先根据由卫星设计任务书确定的指标和条件来设计和优选卫星的内部结构，再通过可行方案设计推荐和在方案设计程序中选定的卫星内部结构来规定卫星各分系统之间的明确的关系和作用，并将卫星的技术指标分解和分配给各分系统。由此可以看出，设计要求特别是技术和功能要求，是按系统层次从高到低、从外到内逐层分解、细化和分配得到的。任何层次系统的设计要求，都是它的上一层次系统的设计要求（或指标）的分解和细化并分配到该层次的要求（或指标）。图4-7示意地表示了卫星设计要求的分解和分配过程。

4.3.2　卫星设计要求的权衡

在上面的讨论中，将卫星设计要求要点分为技术功能要求、成本要求、工期要求和风险要求四类。这四类要求相互之间既有支持的关系又有制约的关系。就是在同类要求之中的各个要求之间也存在上述这种关系。卫星设计要求还可以分为目的性要求和限制性要求两类。

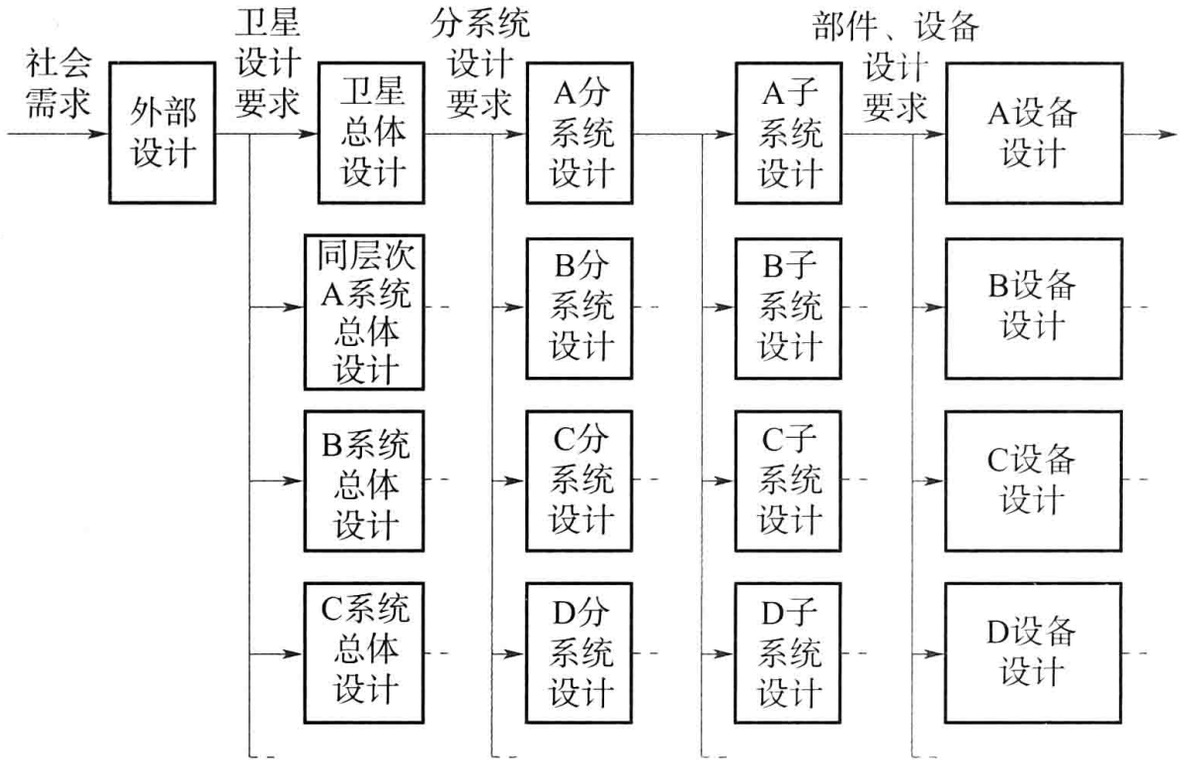


图 4-7 卫星设计要求的分解过程

一般与技术、功能、寿命和预期效益等有关的设计要求属目的性的要求，而与成本、工期和风险等有关的要求则属限制性的要求。对于目的性要求，一般确定其最低目标值，就是最低不能差于此值，不然就满足不了社会的需求。对于限制性的要求，一般确定其门限值，即不能超过此限定，不然就超越了支持能力。从上面的讨论可以看出，设计要求的每一类和每一项都与其他类和其他项有关系，每一项设计要求的确定对其他项都会产生影响。

在卫星外部设计程序中确定设计要求，是一项相当复杂和十分重要的工作，卫星设计师应谨慎从事。切合实际的、合理的设计要求，大多是经过全面掌握有关信息、认真分析和综合、遵循整体优化原则和权衡利弊才能得出的。下面举例概略说明在确定卫星研制经费要求和研制周期要求时的分析和权衡。

设某一型号卫星的（最低的）技术和功能要求已由上一层次卫星工程系统的方案设计和卫星的外部设计所确定，需要在此基础上

确定卫星的研制经费、研制周期和技术风险要求。

在技术功能要求已定的情况下，可以通过外部设计得出一个主要由外部环境决定的、可能被接受的最长的研制周期和最多的研制经费。在一般的情况下，这个由外部环境决定的可能的研制周期要求和经费要求与承担研制的部门所期望的要求不一定会完全吻合。在正常的情况下，投资强度加大能缩短周期；投资额增大和加长研制周期，工作会做得更为扎实，技术风险也可相应降低。图 4－8 示意表示，在技术和功能要求已定的情况下，卫星的研制周期与研制经费的关系。图中 LM 线是周期与经费的关系曲线，A 点是经费最小点，L 点是经费最高、周期最短点，M 点是周期最长点，N 点是经费最高和周期最长点，$LAMNL$ 所包围的面积是研制经费要求和研制周期要求可选择的区域。在这个区域中选择哪一点最为适合，在本例中主要应由技术风险这个因素来决定。为简单起见，本例中主要考虑研制周期与技术风险的关系，周期短则风险大。这样可以得到一条 LRM 线，作为选择和确定研制经费要求和研制周期要求的参考曲线。

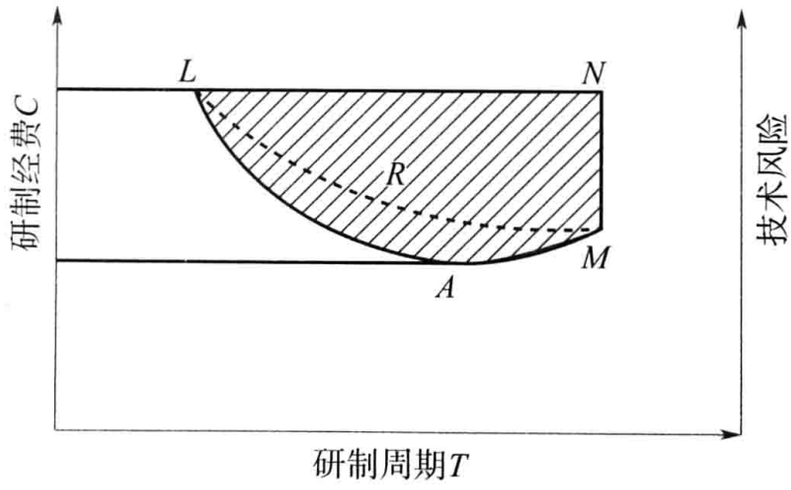


图 4－8　研制周期与研制经费的关系

第 5 章　卫星总体方案设计

本书第 3 章论述卫星设计程序时提到，直至卫星总体方案设计程序为止的各个设计程序，包括外部设计、概念性设计和可行方案设计等设计程序的工作侧重点都是提出和不断优化得出可以较好地满足卫星设计任务书规定的指标和条件要求的卫星总体方案。在进行这些程序的设计工作中，当然也会涉及组成卫星的所有分系统的设计工作。但是，这时卫星分系统的设计工作主要也是为了完成总体方案设计而做的。卫星分系统的设计，要在总体方案设计程序确定了组成卫星的分系统和向分系统下达设计任务书之后才正式开始。

5.1　卫星总体方案设计的意义

5.1.1　卫星总体方案设计的基本点和任务

卫星总体方案的设计工作，是卫星设计程序的前几个程序主要工作的总结。在卫星设计程序的任何一个程序中，总的目的都是为了设计出在空间轨道上运行、能满足地上特定需求的卫星。这些特定需求，最初表现为某种意向。通过分析和论证之后，表现为较为明确的设计要求。通过外部设计之后，表现为初步的设计任务书。通过概念性设计和可行方案设计后，表现为正式的设计任务书。在选定了设计研制部门和设计师队伍，并接受了正式的设计任务书之后，设计任务书就成为卫星设计、研制和评价的依据。从工程设计

的角度看，把对卫星的需求转变为对卫星的设计要求，把设计要求具体和明确为初步的设计任务书，将初步设计任务书提升成正式设计任务书的工作，都是全局性的设计工作，均属总体方案设计范畴。

在第 4 章讨论卫星设计要求时已谈到，卫星的设计要求在技术上应能实现特定需求提出的功能要求和适应卫星的外部环境。因此，实现所需功能和适应外部环境可以视为卫星总体方案设计的两个基本点。

卫星的功能由组成它的各分系统和直属部件（不归于任何分系统的设备和零部件，在系统层次上与分系统等同）的功能和它们之间的关系所决定。或者说，卫星的功能是由它的内部组成和组成之间的结构关系——简称组成结构所决定。但是，卫星的功能与其内部组成结构之间的关系并不是一一对应的，相同的功能可由不同的内部组成结构得到。也就是说，实现一种卫星所要求的功能可以有多个总体方案。因此，卫星总体方案的设计应该遵循多方案比较、综合和选优的途径。本书第 3 章推荐的卫星通用设计程序，就是基于这种途径提出的。

卫星功能的要求是需求性和目的性的。总体方案设计除了要满足需求性和目的性的要求外，还必须使卫星适应其所处的工程系统环境和社会环境以及自然、人工的环境等外部环境，不然方案不能成立。适应外部环境属设计的约束和限制性条件。由于卫星的外部环境很特殊，因此，卫星总体方案设计总是将外部设计置于最先，将卫星与其同级系统的协调和接口关系以及卫星的环境条件尽可能早明确，以使其后的总体设计工作都能在适应外部环境的约束和限制之下进行。

任何一种型号的卫星，在进行总体方案设计时都要进行运行轨道的分析和选择。这项工作要综合考虑运载工具、发射场和测控网

的状态和条件，分析卫星任务的覆盖面和时间，优选卫星轨道和同时在轨的卫星数量（多少颗卫星）。对此问题，将于本书第 6 章进行专门讨论。

根据卫星的设计要求、初步设计任务书或正式设计任务书进行总体方案设计，一般采取在研究、分析和综合有关资料的基础上，结合实际先提出几个能从整体上反映卫星与卫星工程系统之间的主要关系、反映卫星的组成和各组成之间的主要关系以及反映卫星内部结构与其输入和输出之间关系的总体模型。

提出卫星的总体模型是一个由粗到细、由概念到具体、由不完整到完整的渐近和不断优化的过程。不管是什么样的卫星总体模型，总要能实现由设计要求和任务书规定的各项功能指标，总要能适应卫星的外部环境。一般的做法是，将以指标形式表示的卫星的功能要求分解到各分系统。在此基础上，建立、协调和调整各分系统之间的关系，也就是形成可以实现整体功能输出和适应外部环境的卫星内部组成结构。总体方案设计选择和确定的卫星内部组成结构应是：

1）满足设计要求和设计任务书规定的各项指标的；

2）适应外部环境的；

3）从性能、投资、研制周期及风险因素等综合比较和评价是最优的。

卫星总体方案设计工作最终按总体方案设计程序完成（参看本书第 3 章）。在此程序中，还要完成各分系统的指标分配和向各分系统下达设计任务书，要进行各项关键技术的攻关工作，要提出卫星总体方案设计的全部资料。

5.1.2 卫星总体方案设计的重要性

卫星研制工作的实践证明，经总体方案设计程序确定下来的卫

星总体设计方案的优劣，在很大程度上注定了研制出来的卫星品质的高低。卫星总体方案设计涉及的都是有关整个卫星和卫星工程系统的全局性（也称方案性）问题。如果总体方案设计出了错误或在优选时出了偏差，如果这些错误和偏差在其后的设计过程中未能反馈而加以纠正或修正，那就可能影响整个卫星和卫星工程系统任务的完成，严重的甚至会导致任务失败。

在有的情况下，卫星总体方案中会隐藏着某些未能发现的错误和偏差。这类差错在以后的设计过程中，随着设计的深入和细化，一般是能暴露出来的。遇到这种情况，应该采取重新返回到出差错的原设计程序并予以纠正。这样做，当然会引起浪费，但比不纠正差错付出的代价肯定会小得多。对差错暴露时间过晚、返回原设计程序纠正已不现实的情况，也应认真和慎重处理，寻找可以消除差错或尽可能减少差错影响和限制影响范围的途径，决不能听之任之。同时还应将这种情况作为经验教训供以后工作吸取。无论是可以纠正的还是无法完全纠正的总体方案设计的偏差和错误，都会产生不良的，甚至恶劣的后果。卫星的总体方案设计应该不出错误，至少不出方案性错误；其优选方案应该不出偏差，至少不出现重大偏差。

卫星的设计要求、初步设计任务书和正式设计任务书以及依据设计要求和任务书进行的总体方案设计都带有全局性质，其中的错误和偏差，无论是明显的还是隐含的，也都带有全局性质。如果出现带全局性质的错误和偏差，则影响重大、后果严重。从研制工作的全局看，充分重视卫星总体方案设计，特别是设计阶段前一段的分析、研究、论证和设计工作，充分重视和评价在纸面上的、计算机上进行的工作，就显得十分必要。卫星型号负责人、总设计师、总工程师和分系统主任设计师应该充分认识到这一点。

现今社会，有重视最后结果、不太过问为什么会有这样或那样的结果出现的倾向。这种倾向，表现在卫星研制工作中，就是“轻

视先行程序，重视后面能显现成绩的程序”的现象，对那些关乎全面的设计工作重视不够，而对最后的总装、发射等工作，又过分重视的情况。这可能会导致卫星虽然发射成功，但并不能达到满足需求的目的的情况发生，应引起足够重视。

5.2 卫星总体方案的综合选优

5.2.1 系统层次的综合选优

解决卫星适应外部环境的问题，一般是卫星外部设计程序中要进行的工作，属于卫星总体层次的设计工作。在适应外部环境的情况下，卫星的功能可以通过不同的技术途径和不同的内部组成结构加以实现。这样，在卫星总体方案设计的整个过程中，无论是外部设计时明确设计要求、拟定设计任务书和接受设计任务书，还是确定卫星技术途径和内部组成结构，都要研究、分析和比较多种可能满足要求和达到目标的议案、途径或方案。在此基础上进行综合选优，最终得出切实可行的、合理的卫星设计任务书和能够实现任务书要求的功能、适应外部环境和综合评价最优的卫星总体方案。

按系统层次考虑，卫星总体方案的综合选优可分为三个层次。第一层次是卫星外部设计层次上的综合选优，目的是得出符合国家和社会实际的、满足社会上特定需求的、卫星研制者经过一定努力可在规定的制约条件下完成任务的设计任务书。第二层次是卫星整体层次上的综合选优，目的是选定卫星总体技术途径。第三层次是卫星内部组成结构层次上的选优，目的是优选卫星总体性的、支撑性的和功能性的分系统及直属部件，为确定卫星的组成结构创造条件。图 5-1 表示出体现“先高后低和先外后内”原则、按层次进行卫星总体方案选优的关系。

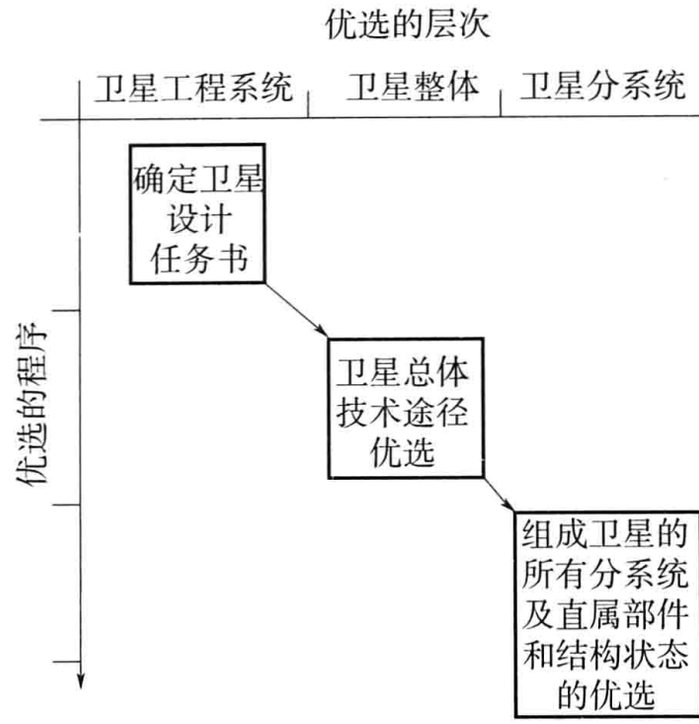


图 5－1　卫星总体方案优选的层次性

5.2.2　卫星总体技术途径的综合选优

卫星的总体技术途径一般指：采用什么样的有效载荷，如何满足有效载荷的要求，采用什么样的轨道，任务的覆盖面选多大范围，用几颗在轨卫星，卫星的工作寿命多长，有效载荷要不要回收和回收之后要不要重复使用，留在轨道上的部分要不要利用和如何利用等影响整星的事项。而卫星设计任务书规定的功能一般也可以通过不同的技术途径加以实现。

例如，实现地区性全天通信的通信卫星，按轨道和覆盖的不同至少有表 5－1 所列的三种。又如，实现具有一定地面分辨率的对地照相卫星，按有效载荷选取的不同，至少有表 5－2 所列的三种。

表 5－1　三种不同轨道的通信卫星

轨道类型	静止轨道	12 h 大椭圆轨道	低轨道
轨道高度/km	35 786	400～40 000	750～2 000
周期	24 h	12 h	100～110 min

续表

轨道类型	静止轨道	12 h 大椭圆轨道	低轨道
轨道倾角/（°）	0	63.4	90
全天通信的在轨卫星/颗	1	3	多颗卫星
空间通信	不需要	不需要	一般需要

表 5-2 采用不同相机的照相卫星

相机类型	胶片相机	CCD 线阵相机	CCD 面阵相机
卫星输出	信息载体	信息电磁波	信息电磁波
返回舱	需要	不需要	不需要
信息接收站	不需要	需要	需要
轨道高度/km	170～320	300～600	300～600
变轨功能	返回时需要	运行时有机动要求者需要	运行时有机动要求者需要

采用不同的总体技术途径，就会得出不同的卫星总体方案。应从卫星总体和卫星工程系统的高度，去研究、分析和比较这些采取不同技术途径得出的、可能的卫星总体方案。在此基础上，排除那些明显脱离现实技术基础和条件的、预估投资明显会超过限制的和风险难以承受的技术途径以及由这些技术途径得出的总体方案，优选出结合实际的、有现实基础和条件的、风险可以承担的技术途径。

卫星的总体方案设计不可能沿多种技术途径展开下去，一般只能沿着经过综合选优得到的最优总体技术途径展开设计工作。在本书第 3 章给出的卫星设计程序中，虽然没有专门列出一个“优选卫星总体技术途径”的程序，但这项工作是总体方案设计必不可少的工作，包含在外部设计和概念性设计两个程序之中。在卫星外部设计时，如果将卫星的有效载荷、轨道、覆盖面、工作寿命和是否需要回收等事项或其中的某一项、某几项作为技术指标加以规定，也就规定了（等于选择了）卫星的某些方面或总的技术途径。如果外

部设计只限于定义卫星、确定卫星在卫星工程系统中的位置、明确卫星的输出功能以及给出支持和制约的条件，而不涉及技术途径的确定，那么卫星总体技术途径的综合选优，就必须在概念性设计程序中进行。

5.2.3　卫星内部组成结构的综合选优

由于可以通过不同的内部组成结构来实现卫星的功能和适应外部环境，因此在优选了卫星的设计任务书和总体技术途径的基础上，还要对因内部组成结构不同而产生的卫星总体方案进行分析、比较和选优。因内部组成结构不同而产生的卫星总体方案，在本书第 3 章中称为卫星设想方案。提出设想方案的设计工作在本书第 3 章中称为卫星设想方案设计或概念性设计。优选诸设想方案得出的总体方案称为卫星可行方案，设想方案的综合选优工作则称为卫星可行方案论证。卫星总体设想方案设计、可行方案设计的任务和完成任务的标志，以及卫星总体可行方案在卫星型号研制中的关键性地位和作用，在本书第 3 章中已有较详细的讨论，这里不再赘述。下面，仅就影响卫星内部组成结构变化的因素作一些讨论。

卫星内部组成结构的变化影响到卫星的总体方案。在总体技术途径选定的情况下，组成卫星的分系统、各分系统承担的功能和各分系统之间的有机关系，一般不会有实质性的变化。但是，实现同一分系统功能的分系统内部组成结构不是唯一的。有的分系统，如果它的内部组成结构的变化会引起卫星有关分系统的内部组成结构变化，从而导致卫星总体方案的不同，这种分系统就成为影响卫星总体方案的综合因素。

例如，地球静止轨道卫星的远地点发动机分系统，它的质量一般占卫星总质量的一半左右。采用固体推进剂或液体推进剂两种不同的发动机，给卫星的总体带来不同的问题，会引起卫星结构、总

装、姿控、测控、电源和环境等方面的变化（表 5－3）。显然，采用不同推进剂的远地点发动机就会得出不同的卫星总体方案。

表 5－3 两种远地点发动机的比较

固体推进剂发动机	液体推进剂发动机	受影响的方面
过载大	过载小	所有分系统，特别是机构和惯性器件
横向干扰力矩大，在有的情况下需要自旋	横向干扰力矩小，一般不用自旋	所有分系统，特别是结构、电源和姿控
推力脉动大，振动环境较差	推力脉动小，振动较小	结构
一次点火，简单，能量利用效率较差	一般多次点火，复杂，能量利用效率较高	总质量，测控
总冲固定不能调节	总冲可以调节	总质量，测控
发动机工作时，一般采用自旋来稳定姿态	发动机工作时，一般采用三轴稳定姿态控制	所有分系统，特别是姿控
没有推进剂输送和管理分系统	有推进剂输送和管理分系统	结构，测控，姿控，轨控
发动机组成一体化，往往可以成为整星结构系统的一个组成部分	发动机组成分散，结构分系统不能利用	总体，结构

又如，返回式卫星的返回分系统采用不同的返回方式，就会有不同的卫星（或返回舱）构形和防热结构。采用弹道式返回在返回过程中不需要控制，采用升力-弹道式和升力式返回在返回过程中则必须有控制。返回方式不同的卫星，它们的构形和分系统的组成均不相同，当然卫星总体方案也有很大的差异。

可见，由一个对总体方案具有综合影响的分系统的内部组成结构不同，会引起整星结构、控制、回收着陆和整星布局的改变，从而导致不同的卫星总体方案。

5.3　组成卫星的分系统

卫星总体方案设计工作中，选择组成和确定整星的内部组成结构的工作很重要。整星的内部组成结构由组成它的分系统和它们之间的关系所决定。因此，进行卫星的总体方案设计，首先要根据设计要求或设计任务书和适当的参考资料，拟出或设想出可以满足设计要求或设计任务书的、适应外部环境的卫星分系统组成。有了组成卫星的分系统才有可能设计卫星的内部结构。这项选择卫星分系统组成的设计工作，在工程设计中称为“工程项目组成的分解”。

5.3.1　分解卫星组成的三种途径

卫星的下一层次系统是它的各分系统（含直属部件）。卫星是由有机关联的、分担不同任务的、必不可少的一些分系统组成。各分系统之间的区别，实质上不在于其大小、质量、形状、安装地位或使用材料的不同，而在于它们所要完成的功能的差异。因此，对卫星组成的分解应从分系统分担卫星整体功能或对整星功能所做贡献的角度去考虑和研究，从卫星整体功能和卫星整体任务去进行分解。

卫星总是要在空间轨道上“运作”，才能实现其功能和完成其任务。所谓“运作”可以理解为卫星对信息流、能量流和物质流进行有序经营，以获得符合设计要求或设计任务书规定的输出。卫星的输出，总的说来就是它的有效载荷或是组成有效载荷的某个分系统的输出。其他的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其他分系统提供服务和支持的。从这个意义上讲，卫星的组成可分解为直接表现卫星功能的、提供服务和支持的以及作为卫星整体构成基础的三类或三个同层次分系统。这三类分系统有机结合，对卫星的信息流、能量流和物质流进行有序经营，以实

现整星的功能和完成整星任务。这里，“有序经营”可以理解为各分系统之间既有条不紊地执行各自的功能、又协同配合地实现整星功能和完成整星任务，也可以理解为各分系统按正确的时序无干扰地推进卫星工作的过程。

在卫星总体方案设计选择组成卫星的分系统时，可以有不同的途径。既可从功能层次的角度，又可从承担不同功能的角度，也可从整星功能输出的角度，去分解卫星整体。下面，对这三种分解作进一步论述。

5.3.2 卫星按功能层次的分解

卫星的功能从整体上看，可以分成两部分：一部分是经营输入的（包括事先预置在卫星上的）信息流、能量流和物质流使之转变为输出的信息流、能量流和物质流的部分；另一部分是为前一部分有序经营和使输出到达用户的服务和支持部分。前一部分就是卫星的有效载荷，称为“执行部分”；后一部分就是卫星的平台（舱段），称为“保障部分”。卫星是由各分系统及其直属部件组合装配在一起的、实现能量流、信息流和物质流有序地从输入到输出流动的物质性整体，这个不可分割的整体要在空间轨道上运行。因此，在卫星的保障部分中，必须有一个可以将卫星上的所有器件支承、连接和装配在一起的基础结构部分，这部分就是卫星的结构平台（舱段）。这样，卫星的组成按功能层次划分，就可分为有效载荷、卫星平台两部分。卫星平台又可分为卫星的服务和支持分系统以及卫星结构平台两部分。卫星有效载荷运作（经营）的主要输出一般就是卫星所获得的成果，而其输入（或被执行的成分）可称为（被）操作对象。操作对象虽然不一定存在于卫星中，但它的特性对卫星的设计具有很大的影响和制约作用，故将其列入卫星组成。这样，从广义来讲，卫星的有效载荷又可划分为有效载荷分系统

（操作部分）和操作对象两部分。

图 5－2 示意性描述卫星按功能层次的分解及各部分之间的关系。表 5－4 给出几种卫星按功能层次分解的例子。

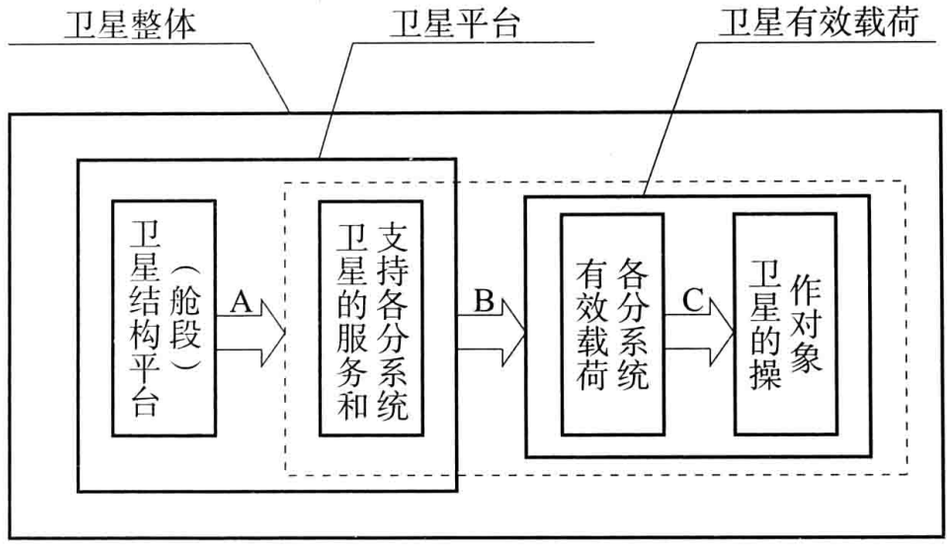


图 5－2　卫星按功能层次的分解

5.3.3　卫星按承担功能的分解

卫星的功能主要表现在其有效载荷正常接受输入和将输入转变为满足地上特定需求的输出上。因此，组成有效载荷的各分系统就可从承担将输入转变为输出的角度来进行分解。

表 5－4　按功能层次分解卫星

卫星种类	主要操作对象	有效载荷分系统	服务和支持分系统	基础结构
通信卫星	信息流（接收和转发通信信息）	转发器及通信天线	电源，姿控，测控，轨道机动和保持，热控，电子星务等分系统	卫星结构平台及总装直属部件等
资源卫星	信息流（获取、处理、存贮和发送地面光谱信息）	CCD 相机，红外相机，星上图像和数据存贮及传输设备，发射天线等	电源，姿控，轨道机动和保持，电子星务，测控，热控等分系统	同上

续表

卫星种类	主要操作对象	有效载荷分系统	服务和支持分系统	基础结构
返回式遥感卫星	信息流（获取、存贮和回收可见光信息载体）	地物相机，恒星相机，胶片存贮设备等	电源，姿控，测控，热控，返回，防热，电子星务，回收着陆等分系统	卫星结构平台，返回舱及总装直属部件等
微重力试验卫星	信息流（微重力试验生物，微生物和动物等，制备材料和理化试验物）	培养箱，试验容器和装置，材料加工试验装置，理化试验装置等	电源，姿控，测控，热控，电子星务，返回，防热，回收着陆等分系统	同上

卫星的有效载荷及为其服务的其他分系统在外层空间存活和工作除这些分系统本身应具有的适应空间真空、辐射等环境条件外，一般卫星需要创造一个人工的、保障它们不受严酷的轨道环境伤害的星内环境。创造这个人工环境的分系统主要有两个。一个是卫星结构平台，其功能是防护和保障。另一个是热控制分系统，其功能是维持适宜存活和工作的温度。卫星结构平台一般分为舱段，各舱段由结构分系统和直属部件构成，组成整星，是把卫星所有硬、软件结合成卫星整体的分系统。

卫星存活和工作必须有能源。能量在卫星中有序流动的方式有三种。第一种方式使用太阳能，由星上太阳能电池把太阳能转换为电能，而后通过供配电分系统供星上使用，使用的电能又转换为热能，通过热控分系统或作为热源使用或输出到外层空间。第二种方式是电能由卫星携带的蓄电池直接供给。第三种方式是由卫星携带的推进剂或工质通过发动机系统转换为卫星姿态控制或轨道控制所需的动能。第一和第二种方式，由卫星的电源（供配电分系统）承担，第三种方式一般包括在姿态控制分系统、轨道控制分系统之中。对要求进行大幅度变轨需要大总冲发动机（如远地点发动机、

返回制动发动机等）的情况，这种提供能源的发动机，一般分解成另一个分系统。

卫星运行和工作都必须保持所需的正常姿态。这个正常姿态如不能保持，卫星就会成为无的之矢，失去其所有价值。保持运行和工作所需姿态的功能，由卫星姿态控制分系统承担。

卫星是一个高度自动化的产品，它的最根本的任务是为地上的特定需求服务。因此，卫星与地面必须有不间断的联系。在卫星运行和工作期间，地上的研制部门和用户需要知道它的情况，特别是其工作正常与否。此外，卫星的某些重要工作环节也有必要受地面的指挥和控制。为了达到这些要求，卫星上都设有遥测、遥控、程控和跟踪、测量等分系统。这几个分系统可以合起来称为测控分系统。测控分系统的功能是将时钟、状态和指令等输入信息转变为输出的测量和控制信息。

由于计算机科学和信息技术的迅猛进步，现代卫星越来越多地采用星上网和嵌入技术提高星上电子设备的综合集成度和卫星本身的自动化程度。1999年由中国空间技术研究院李孝同研究员首次提出并成功地用于我国卫星的（电子）星务管理系统，在星上由微型计算机构成多机分布式星上网，实现了整星的运行管理、自主控制、信息处理，并构建了星上统一电路，实现了星上资源和信息共享。（电子）星务系统不仅提高了卫星自动化程度和可靠性，还能大大减少接插件和电缆，减轻并简化研制工作，已成为卫星的一个主要的总体性分系统。

综上所述，根据承担功能的不同，卫星的组成一般可以分解为：

1）有效载荷所属的各分系统；

2）结构平台分系统；

3）热控制分系统；

4）电能分系统（含供配电分系统）；

5）电子星务分系统；

6）姿态控制分系统；

7）轨道控制分系统；

8）测控分系统。

返回式卫星比不返回的卫星多一个返回过程。为实现这一个过程，上述各分系统不仅要承担运行时期的功能，有的还要承担返回过程的相应功能。除此之外，返回式卫星返回特有的回收和安全着陆功能，则要由 9）回收分系统和 10）着陆分系统承担。在有的返回式卫星上，这两个分系统合并称为回收着陆分系统。

图 5－3 示意性描述按承担功能不同分解卫星各组成部分的输入与输出之间的关系。

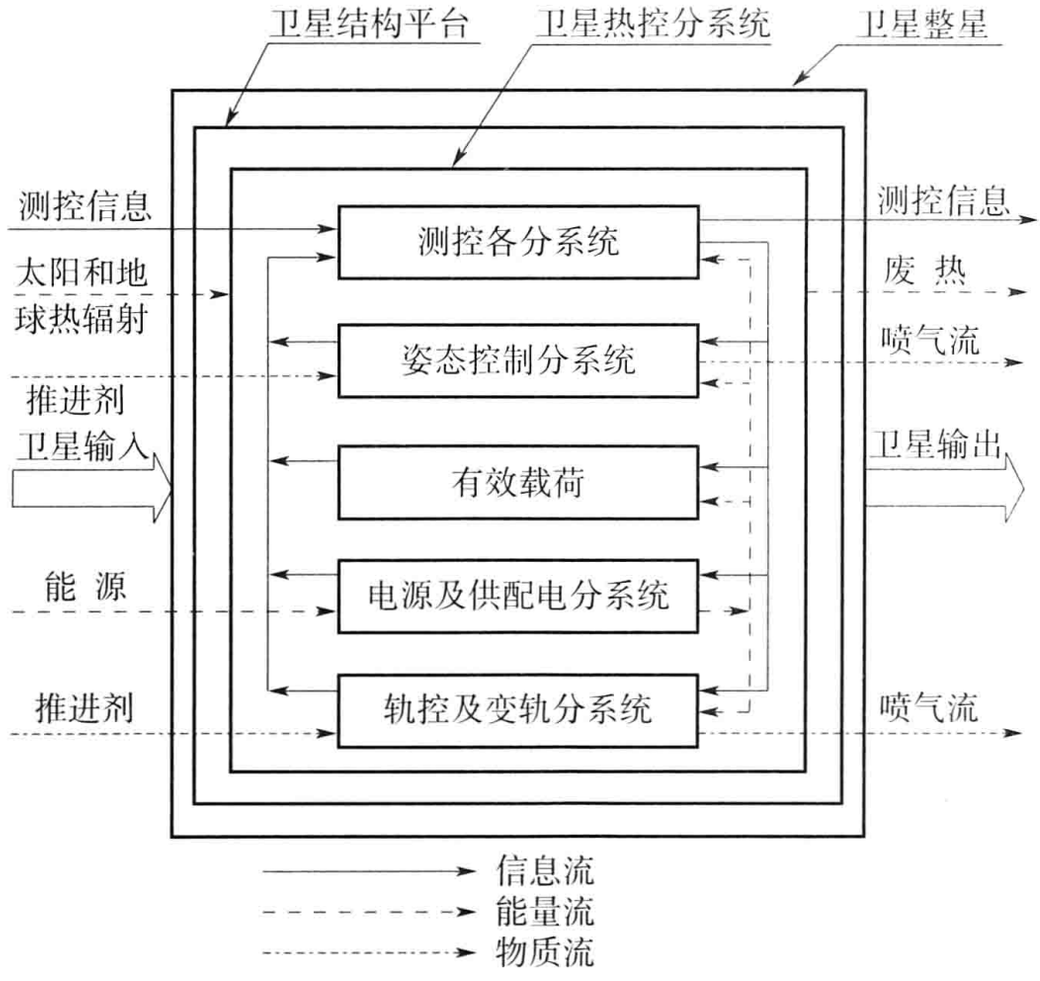


图 5－3 卫星按功能不同分解成部分的输入和输出关系

5.3.4　按实现功能的过程进行分解

按卫星的功能层次和按承担功能的不同对卫星进行分解，虽然可以支持整个卫星方案的成立和从大的方面表现各组成部分之间和总体的关系，但对有些部分，例如有效载荷、测控和变轨等部分，还不足以反映它们所包含的全部内容。这样，不利于卫星总体方案设计的进行。此外，卫星的某一项或某一类功能的实现都是相关的分系统支持、约束和协同作用的结果，不可能只由某一组成部分或某一分系统独自完成。因此，在按功能层次和按承担功能不同对卫星进行分解的基础上，还应进一步对卫星进行功能过程的分解。

一般来讲，卫星的主要功能就是卫星的有效载荷将对它的输入转变为输出的功能。要实现这项主要功能，卫星还要实现卫星之所以能成为卫星和使有效载荷能够正常工作的其他的、必不可少的多种功能。不同功能实现的过程不同，过程分解的方式也就不同，涉及的专业也不同。这里，不拟对一般的分解方式进行讨论，只列举两个例子作说明。图 5－4 表示返回式遥感卫星有效载荷（可见光相机）的功能过程分解，图 5－5 表示卫星轨道控制分系统的功能过程分解。

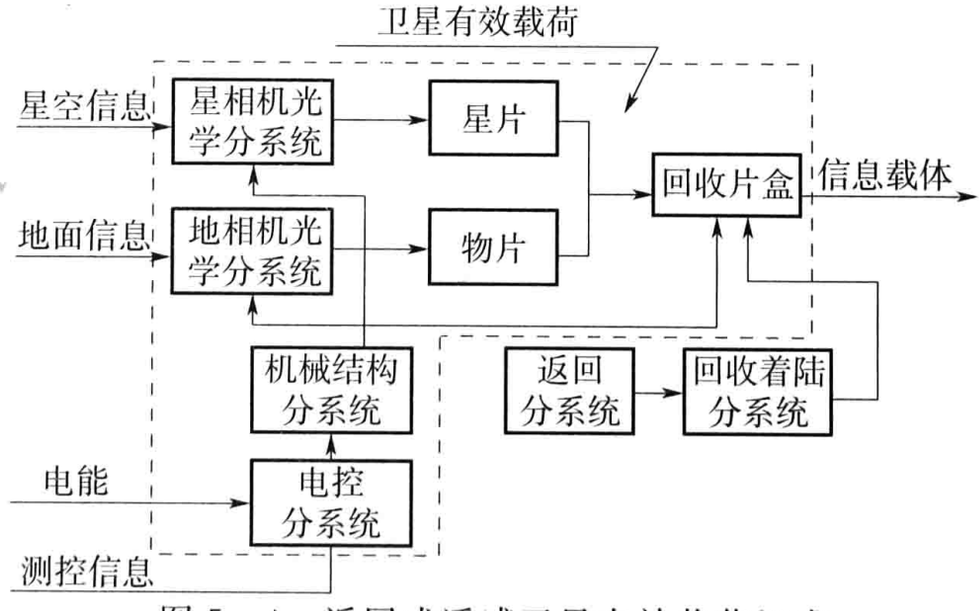


图 5－4　返回式遥感卫星有效载荷组成

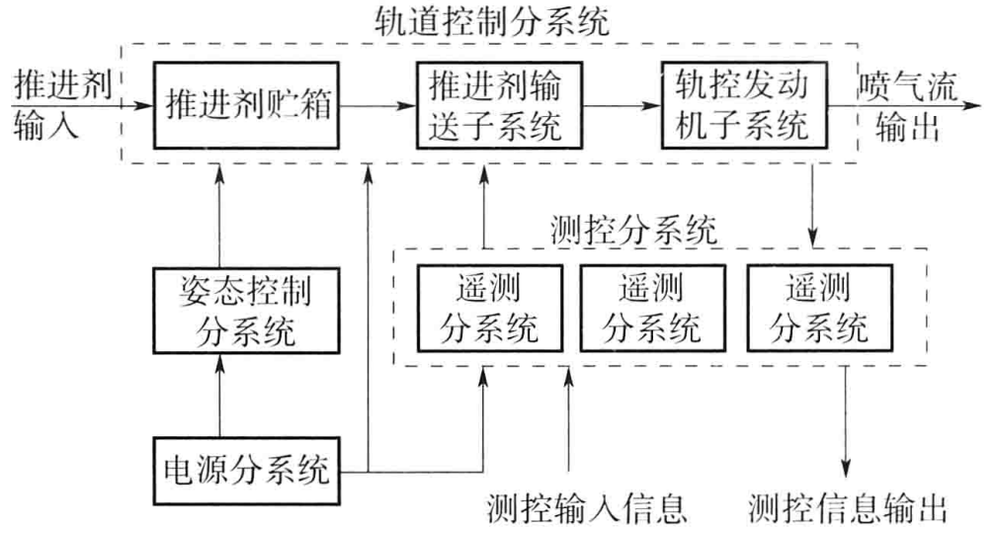


图 5-5 轨道控制分系统的分解

5.4 卫星的设计模型

在本章开头已经指出，使所设计的卫星具有所需的功能和适应外部环境是卫星总体方案设计的两个基本点，选择和确定可以实现总体功能、适应外部环境并综合评价为最优的卫星内部组成结构是卫星总体方案设计的主要内容。在卫星总体方案设计中，卫星设计师要善于根据不同的情况和对象，建立和利用各种设计模型来提高设计工作的效率和设计质量，并使卫星的内部结构符合上述要求。

5.4.1 卫星设计模型的特性

卫星的设计模型是用以描述所设计卫星及其运作过程中某一方面本质属性的工具。它可以将复杂的问题简化成易于处理的形式，同时还可以用简便的方式获得对所设计卫星及其分系统的有关信息，有助于设计师去分析问题、进行预测和验证。图 5-6 给出从实际的卫星抽象成设计模型的示意图。

卫星的设计模型应具有三个主要特性。

1）它是所设计卫星、外部环境及其分系统的抽象描述。

2）它是由一些与所要分析和解决的问题有关的主要因素构成。

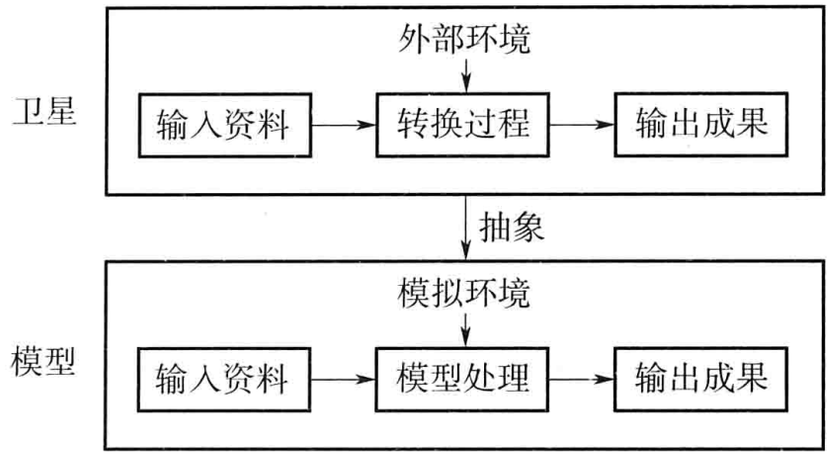


图 5－6　从卫星抽象成模型

3）它能表现出这些因素的相互关系。

卫星的设计模型因所要研究、解决的问题不同而异。在卫星总体方案设计中，常利用原理框图、物理模型、数学模型、整星布置图等，来描述和展示总体方案及其各分系统的组成、功能、结构、状态，说明卫星内部各层次的要求细节和相互间的接口关系以及与外部环境的相互依存关系。这些模型是对实际卫星的某种抽象化表述，用图表形式、物理过程或数学方程代表卫星或其中的分系统，以展示它们的工程技术状态。下面，对卫星总体方案的内部组成结构模型和数学模型进行一些讨论。

5.4.2　卫星总体方案的内部组成结构模型

卫星的内部组成结构指卫星各组成部分之间相互关联、相互作用的方式或秩序，是卫星中各种关联和关系的总和。这种关联和关系可以是组成方面、时间方面和空间方面的。卫星总体方案的内部组成结构模型应是一种能反映卫星组成以及组成之间、卫星与外部环境之间相互关联和关系的模型。这种模型通常用图表形式、有时也采用物理过程来说明以什么样的方式或需要什么样的软件和硬件去实现所需的功能，展示为完成某项或某几项功能的卫星各组成之间的组合关系。卫星总体方案的内部组成结构模型一般有：卫星组

成体系模型、运作程序模型和空间布局模型等。

（1）卫星组成体系模型

卫星组成体系模型表示卫星的组成及组成的层次关系。由于卫星是由相互有机联系的各分系统组合而成的、以实现特定功能的工程体，因此，按功能层次来构作它的组成体系模型是合乎逻辑和比较方便的。这样构作的卫星组成体系模型，能反映各组成功能的本质属性以及它们对整体功能的贡献。

如前所述，按功能层次可把卫星分解为有效载荷和卫星平台两部分，前者是实现卫星功能的（直接）执行部分，后者为前者的保障部分。这两部分又各由不同功能的若干分系统组成。组成有效载荷的各分系统视卫星功能的不同有较大的差异，例如：对地观测卫星的有效载荷——空间遥感器又可分解成光学或微波、相机或遥感器结构、热控、电控等分系统。通信卫星的有效载荷——通信转发设备又可分成通信转发器和通信天线。相对于有效载荷而言，卫星平台的组成往往是相同的或类似的。卫星平台按其组成部分的功能可分为卫星结构平台（基础结构部分）以及卫星的服务和支持分系统。这种划分方法和由此建立出的卫星组成体系模型（参见图 1－2 和图 2－1），与以往一般把有效载荷与卫星平台内各分系统并列作为相同层次的系统相比，虽然增添了一个层次，但却能更好地体现出卫星各组成的功能地位，有助于卫星设计工作和平台公用化、系列化工作。因为同一类型卫星的平台、它们的功能和组成基本上是相同的。所以，同类型卫星平台都具有一定的公用性。这一性质导致了在一定的范围内卫星平台可与（或经过适应性修改后即能和）不同的有效载荷相结合，组成功能不同的卫星。公用平台的设计思想，不仅能缩短研制周期、降低研制成本，而且可以使卫星设计师把更多的注意力用于提高有效载荷的性能、扩展卫星的潜在功能。

（2）卫星的运作程序模型

卫星的运作程序模型反映卫星在执行任务（运作）时，按什么程序和方式来经营信息流、能量流和物质流。这种模型一般以图表形式来表现卫星如何实现其功能、完成对地服务的使命。通过这些图表可以对卫星或其分系统的运作过程有全面认识，而且还能了解到相关分系统所具有的各种功能和产生这些功能的各组成部分以及它们之间的接口关系。

卫星经营信息流、能量流和物质流的过程，就是它按序实现其功能的过程。因此，可通过对卫星功能的逐级分解来建立运作程序模型，如功能流程图等。功能流程图按层次描述了卫星运作全过程中的一系列事件、动作的先后顺序。例如，返回式遥感卫星从发射入轨、轨道运行、对地遥感、返回地面，就要经历消除星箭分离时的初始扰动、建立对地定向的正常姿态、遥感仪器的多次开关机、从运行轨道向地面返回等多项事件。这些事件往往涉及不止一个分系统的工作。对每一事件按相关动作发生的先后次序编制出程序，是各分系统能相互协同一致工作的重要环节。在编制运作程序时，应考虑到各动作是否正确执行的反馈，一定要确保所需执行的动作必须执行，而且必须在前面的动作已正常执行的情况下才能执行。前面的动作不准确执行，硬性执行后面的动作将产生不良的后果，严重时甚至会影响卫星的安危或导致卫星任务的失败。图5-7表示出返回式卫星返回舱（返回舱不设置姿态控制分系统）脱离运行轨道这一事件中各动作执行的先后次序和涉及的分系统。在这一事件中，如果卫星未能调整到所需的返回姿态，那么制动火箭点火后就不能使返回舱从运行轨道转入预定的向地面返回的轨道，甚至有可能把返回舱从运行轨道推入一条更高的轨道。前者至少会导致返回舱落点偏差增大；后者则会造成返回失利，使对地遥感成果的获得化为泡影。

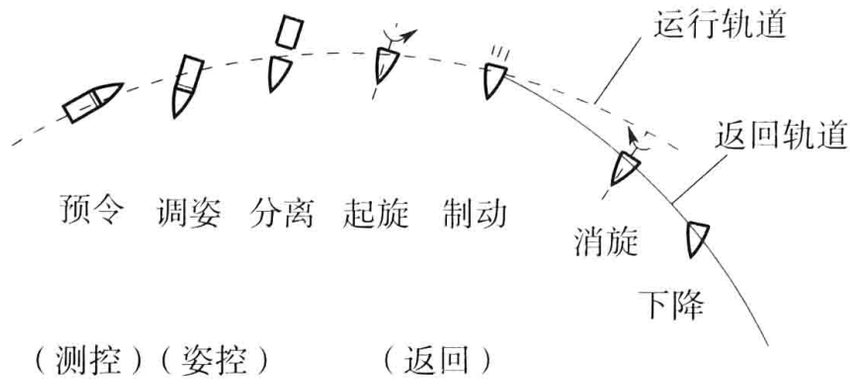


图 5-7 返回舱脱离运行轨道向地面返回示意图

（3）卫星的空间布局模型

卫星的空间布局模型用形状、尺寸表示卫星及其组成部分的空间布局和接口关系。这种模型可以为实体模型（模样星或计算机立体造型）和合成图形（总体布局图）提供基础。它能表现出卫星与其外部环境（工程系统环境）之间的界面和接口特征，卫星整体（整星）空间布局及其基础结构（结构平台）的区域、段落和部位的划分，卫星各组成部分之间的连接、联系和外形之间的相互关系。

卫星的空间布局模型是进行卫星结构平台设计、总装工艺设计、整星布局安排等工作的重要参考资料。卫星设计师借助这种模型，特别是模装星或计算机立体造型展示出的卫星复杂结构的三维形象，可以及时调整各分系统设备的安装和排列、安排缆线和管路的走向以及接近通道的设置，以便做到卫星与外部环境之间、星内各分系统及设备之间均达到相容，并保证各自功能得到有效的发挥。

5.4.3 卫星总体方案的数学模型

卫星总体方案的数学模型是在确定了卫星内部结构的基础上，用数学表达式来描述卫星总体方案各变量之间的相互作用和因果关系，以定量分析卫星总体方案的优劣或其某方面特性的模型。

用数学模型来表达卫星总体方案的某一方面的关系，是卫星设

计中常用的、也是相对比较容易实现的手段。例如，对控制系统进行数学仿真、对整星的可靠性进行分析等。

从卫星总体方案设计的主要目标来看，建立一个能满足功能要求、与外部环境相适应、可供综合选优的数学模型，无疑是必要的。这项工作在我国现已提上议事日程并正在积极推进中。这对我国的卫星总体设计由经验型（主要依靠设计师的经验和判断能力）转向分析型（更多地借助于理论和定量分析，力求理论与实践完美结合）、逐步走上理性化和规范化具有重要意义。卫星总体方案设计是一项具有高度综合性的整体设计工作。过去由于计算机科学技术还欠发达，在不少设计问题中，有些问题还难以用数学公式表示并计算出来。不同类型卫星有不同的目标函数，针对不同类型卫星的具体情况建立适用于卫星总体方案选优的数学模型，现在，不仅可能，而且已成为卫星总体方案设计必不可少的工作。建立卫星总体方案选优的数学模型，是进行计算机辅助设计、计算机辅助制造、数学仿真和验证及卫星集同设计等先进研制工作的基础。下面，仅参照优化技术的原理作一些原则性的阐述。

卫星总体方案优化设计的数学模型，就是把对卫星的设计限制作为约束条件通过设计变量（可供设计师进行优选的变量）或功能（性能）变量（反映方案各方面的实际效果）的一组不等式表示出来，把最能反映主要设计要求的量作为目标函数（为设计变量的函数），形成可用数学手段来求出满足全部约束条件、并使目标函数综合评价为最佳的设计变量的一种数学模型。

按此，建立卫星总体方案优化设计的数学模型，首先要选择一组能反映方案特点的设计变量，如：各种尺寸、轨道要素（标称值）、工作频率等。设计变量用 x_1，x_2，…，x_m 表示，它们构成 m 维矢量 $\boldsymbol{X}$

$$\boldsymbol{X}=(x_1, x_2, \cdots, x_m) \tag{5-1}$$

卫星的功能，如地面分辨率、定位精度、信息传输率等，可以用几个功能变量来描述。功能变量以 y_1，y_2，…，y_n 表示，它们构成 n 维矢量 $\boldsymbol{Y}$

$$\boldsymbol{Y}=(y_1, y_2, \cdots, y_n) \tag{5-2}$$

卫星的功能既是卫星内部组成相互协同作用的表现，又受到外部环境的影响。例如，对地观察卫星的地面分辨率既取决于相机的焦距和光学系统的分辨率，又取决于卫星的标称轨道高度和运载火箭的入轨精度。因此，功能变量可以是设计变量 $\boldsymbol{X}$ 和环境变量 $\boldsymbol{Z}$ [$\boldsymbol{Z}=(z_1, z_2, \cdots, z_t)$，$t$ 维矢量] 的函数

$$\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{X}, \boldsymbol{Z}) \tag{5-3}$$

引入环境变量有助于把外部环境纳入卫星总体方案选优的渠道，以更好地协调卫星与其外部环境的关系。自然，如果外部环境已经明确，即环境变量 $\boldsymbol{Z}$ 为已知时，则功能变量就可以写成

$$\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{X}) \tag{5-4}$$

设计变量与功能变量之间的关系，通常表示成

$$h_j(\boldsymbol{X}, \boldsymbol{Y})=0 \quad j=1, 2, \cdots, r \tag{5-5}$$

对于每一种外部环境，使所选择的设计变量恒有一组功能变量与之相对应。

设计变量又必须满足一些由设计要求所规定的约束条件，如运载火箭的运载能力限制、卫星的工作寿命要求和可靠性要求等。约束条件一般可统一写成

$$g_i(\boldsymbol{X}) \leqslant 0 \quad i=1, 2, \cdots, s \tag{5-6}$$

这些限制或约束能把那些不合理的解排除于考虑之外。

按一定的分析方法建立 X，Y 之间的关系式，是写出约束条件 $g_i(\boldsymbol{X})$ 的中间环节。$g_i(\boldsymbol{X}) \leqslant 0$ 把由设计变量的集合构成的设计空间 E_m 划分成满足约束条件和不满足约束条件的两部分，这两部分的交界面称为约束面。设计空间内凡满足全部约束条件的、由全部

约束面所围成的区域称为可行域，记作

$$\boldsymbol{R}=\{\boldsymbol{X}\mid \boldsymbol{X}\in g_i(\boldsymbol{X})\leqslant 0,\ i=1,2,\cdots,s\} \tag{5-7}$$

可行域 $\boldsymbol{R}$ 内的所有点为可行设计点。一般讲，可行设计点有很多。

为了从可行设计点中选出综合评价为最佳的一组设计变量，需要确定出设计师力求最佳的设计因素——目标函数，如整星质量、可靠性、地面分辨率等。由于卫星的目标函数可能不是一个，而是多个，记作 $F(\boldsymbol{X})=[f_1(\boldsymbol{X}),\cdots,f_p(\boldsymbol{X})]\mid \boldsymbol{X}\in R,\ p\geqslant 1$。因此，一般面临的是多目标综合选优的问题。为此，还应事先商定好一个综合评价的尺度。即建立一个评价函数 V，V 为 F 的函数。通过 V 的值对可行设计点进行比较，从中选出最优设计点或者说求出最优解。

在求得最优解后，卫星设计师还必须对已求得的最优解作出自己的判断，并决定是否更换一种组成方案，重新开始整个优化设计过程，以便寻找出更好的结果。通过对几种不同的组成方案进行优化设计，找到真正最优方案的机会就会更多。

综上所述，构造卫星总体方案优化设计模型的步骤可归纳成图 5-8。

5.5　卫星总体设计指标的分配

卫星总体设计指标的分配是将定量化表示出的卫星功能（或性能）以及规定了的与外部环境的关系，分解或转化到各分系统的设计工作。它可以看作为卫星总体设计与各分系统设计之间的桥梁和中介。做好这项工作，既能使卫星总体设计指标进一步得以落实，又可据此拟定各分系统的设计任务书，使卫星的设计工作能按序逐步深化。这项承上启下的工作，是卫星总体方案设计的重要组成。

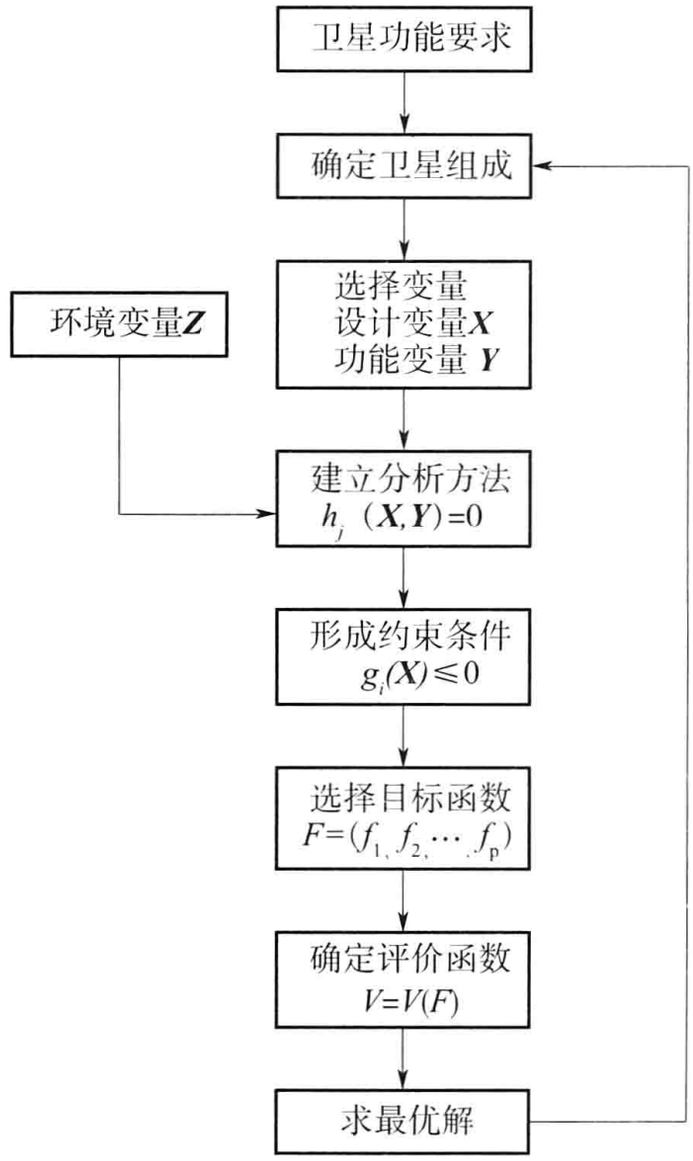


图 5-8 卫星总体方案优化设计数学模型的构造步骤

5.5.1 卫星功能分析

卫星的功能是卫星各组成部分协同作用和有序工作的结果，卫星与外部环境的适应关系也需由卫星各组成部分相互配合才能实现。各分系统对卫星总体设计方案的成立都必须做出各自的贡献。因此，必须对卫星整体的功能和适应外部环境等诸方面进行分析，并进而把它们的指标分解到各分系统。

卫星功能分析研究卫星各组成部分功能的相互关系以及它们与卫星整体功能的相互关系。为此，需把卫星的各项主要功能按图

5－9所示，自上而下按层次逐级分解为若干功能成分。分解工作一直进行到所希望的级别或层次上。

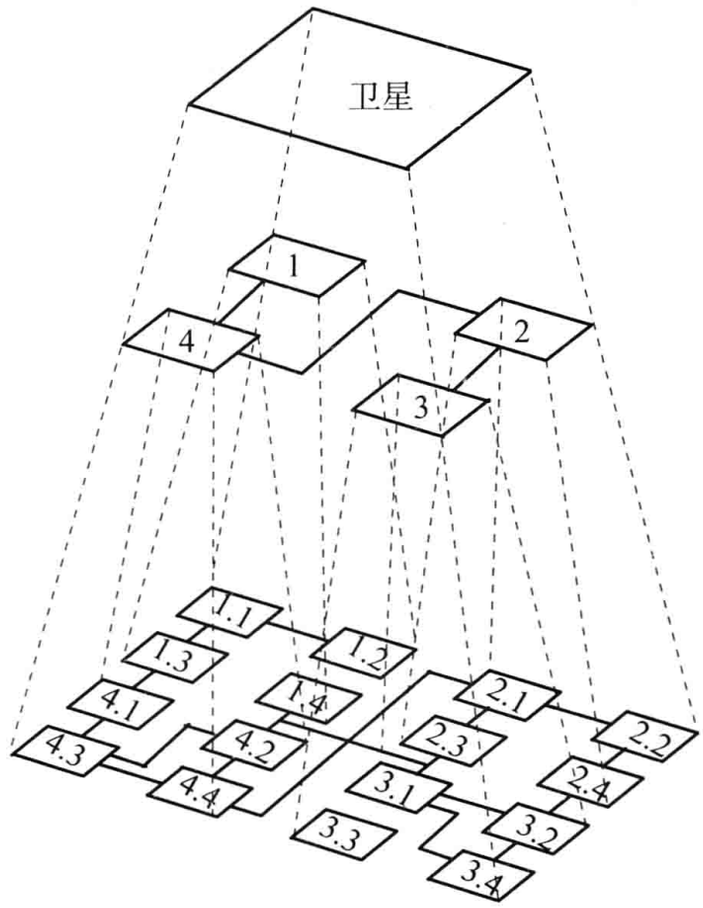
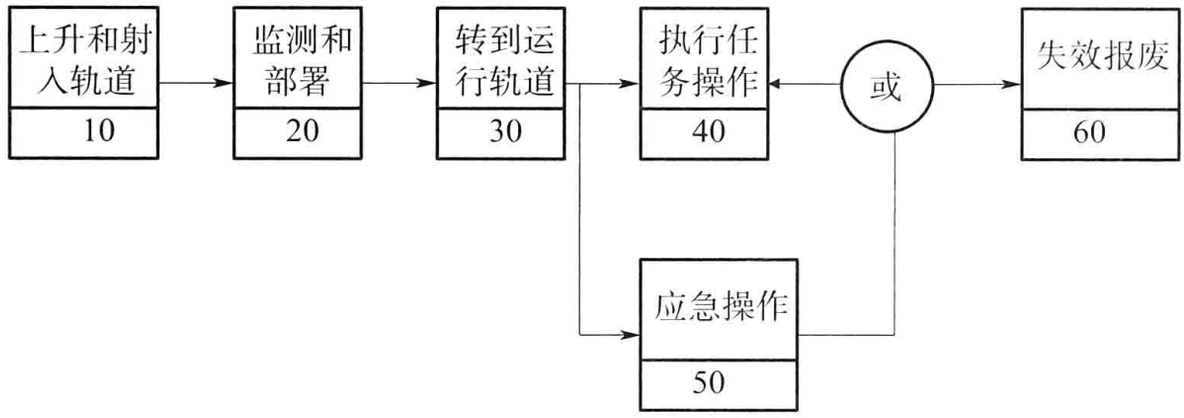


图 5－9　功能分解示意图

卫星功能分解可以采用按运作过程的功能流程图或按组成体系构作的结构模型等进行。对卫星这种执行多项功能、其各分系统的作用又相互交织的关系复杂的工程系统，比较方便的是采用功能流程图。

功能流程图通过对功能逐级分解得到，它能展示各功能间的时间逻辑顺序关系。高一层次的功能一般由较低层次的若干子功能组合而成。每一层次的功能流程图中的每一个方框代表一种功能。每一种功能只有在与它属于同一层次的前面的功能产生之后才能起作用。其中，有些功能可能是并行产生的，也可能是交替执行的。图 5－10 表示了跟踪与数据中继卫星的功能流程图。图中，第一层次

的流程给出该卫星的整个飞行任务，该层次流程图的每一方框（如执行任务操作）都可以扩展成第二层次为完成该方框任务所要求的各项功能，这些功能的顺序又构成一个流程图；第二层次流程图的每一方框（如获取有效载荷数据）又可进一步扩展成相关的第三层次流程图。



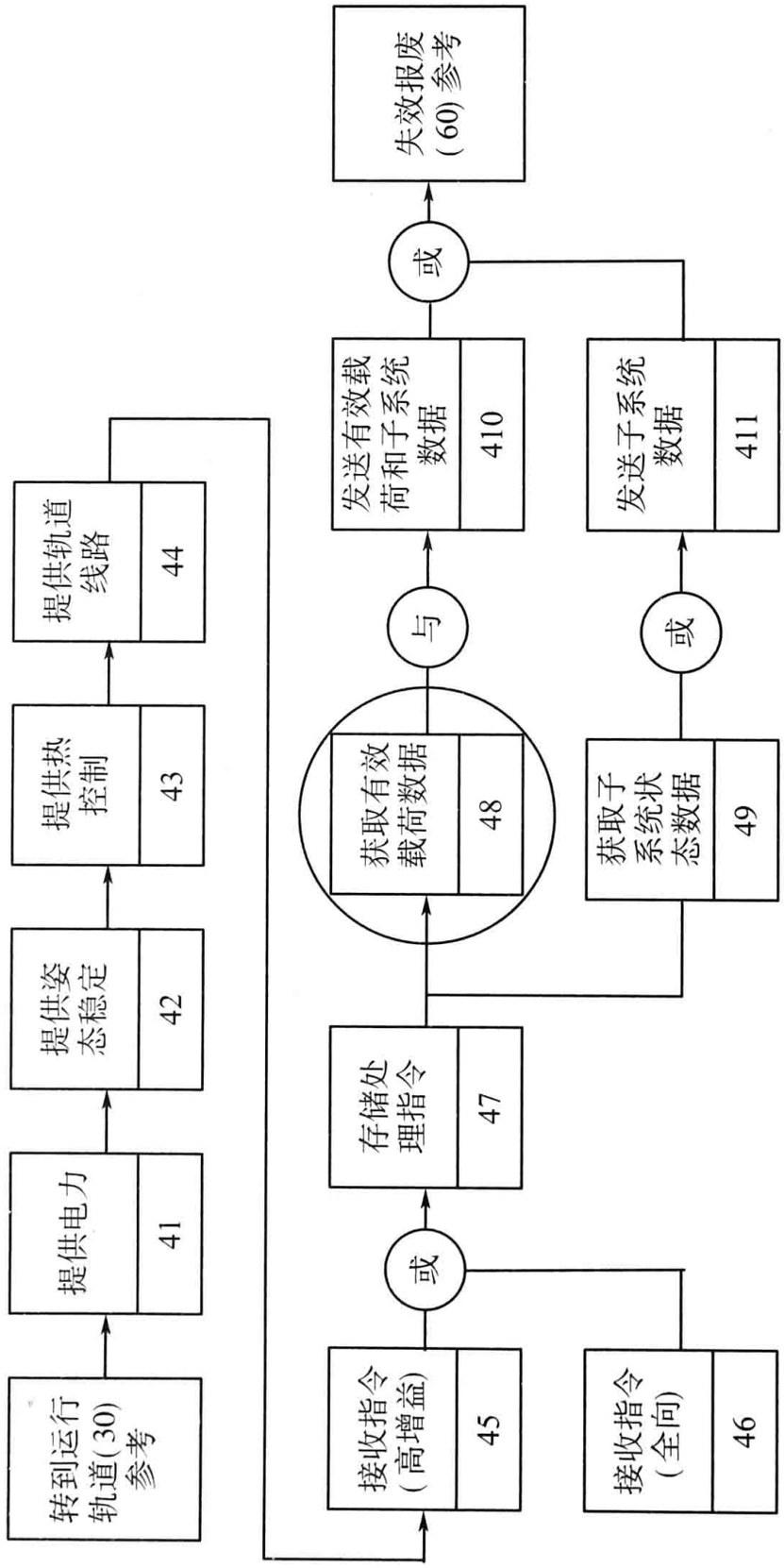
（a）第一层次：飞行任务

图 5-10　跟踪与数据中继卫星的功能流程图

卫星功能流程图展示的各功能的层次、时序关系与卫星按系统层次构成的组成体图不完全相同。卫星的某一组成部分可以同时实现多种功能，而卫星的某一项功能又可能需要几个组成部分去执行。因此，按功能流程图作出的各项功能分解，还要比对卫星的组成体进行归纳和合并，最后才能得到各分系统承担的功能，进而再确定各分系统的功能指标。

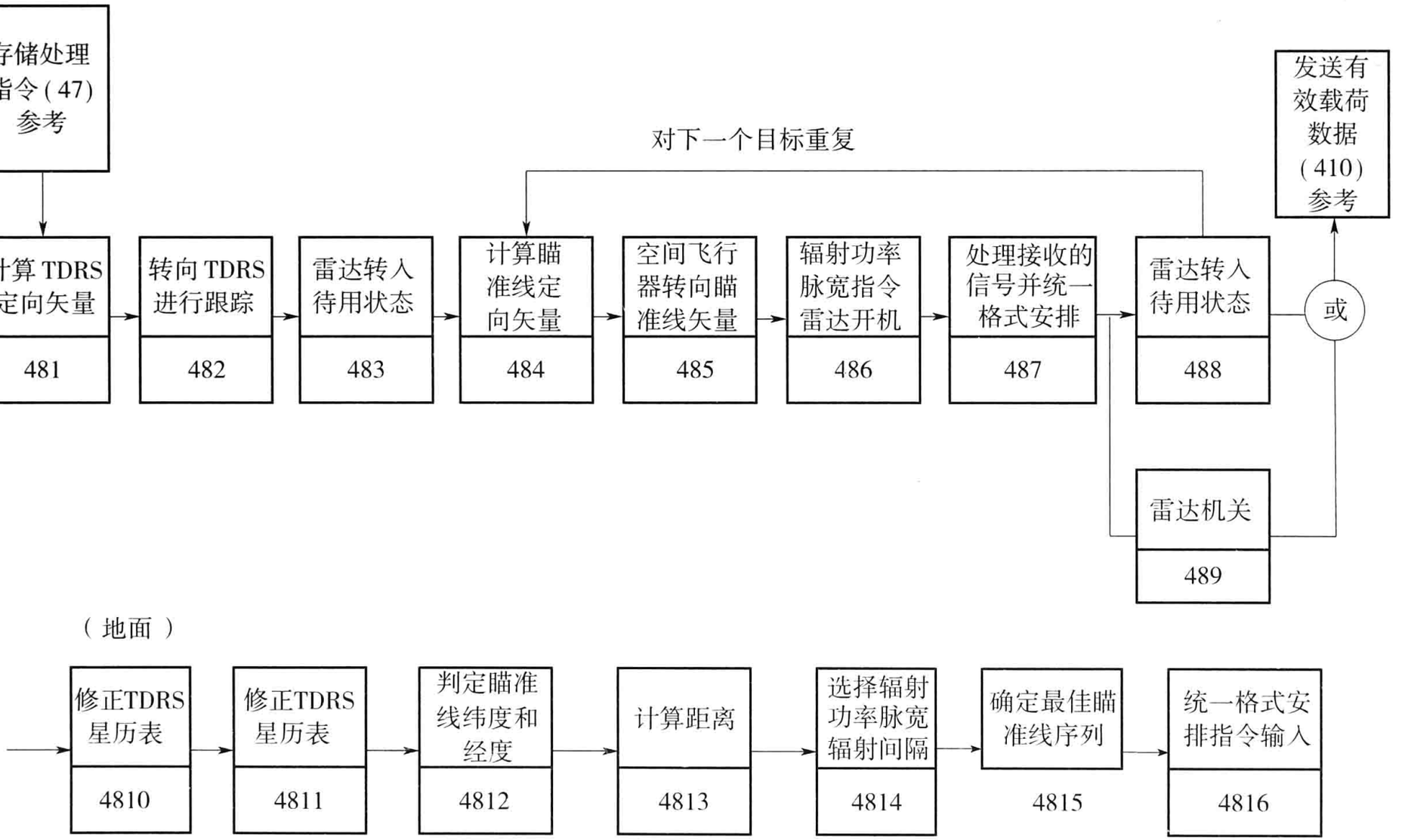
5.5.2　卫星总体设计指标分配方法

卫星总体设计指标的分配是一项有关设计师、工程师和工艺师项目研制团队的集同设计工作，一般要经过分析预估、协商调整、综合验证等迭代过程。首先将正式下达和接受的设计任务书中的各项指标，参考总体可行方案设计和正在进行的总体方案设计工作，预估和预分配给各分系统。其次，由各分系统按总体预估值，用优



（b）第二层次：完成操作业务

图 5-10　跟踪与数据中继卫星的功能流程图（续）



(c) 第三层次：获取有效载荷数据

图 5-10　跟踪与数据中继卫星的功能流程图（续）

选的方案和技术途径，通过分析、计算、预测出它们所能达到的指标值，并反馈到卫星总体方案设计。之后，卫星总体综合各分系统对总体设计指标所能够做出的贡献，得出整星指标的预测值。综合的结果，如果整星指标的预测值达到或优于总体设计指标，同时各分系统的预测值也是在它们各自的支持和制约条件下可以实现或经努力可以实现的，那么就可以按预测值为基础进行分配。如果按各分系统预测值综合得出的整星指标不满足总体设计指标要求，就应进行另一个循环的预分配和预测，必要时还应对影响总体设计指标的关键分系统从方案到技术途径等方面做进一步的考虑，按卫星整体功能的实现和优化的原则，对这些关键分系统加以改进，以求得问题的解决。对于那些困难较多或较大的分系统，还应给予适当的照顾，不致因分配的指标要求过高，使其无法承受。总之，分配了的指标还要综合验证，经综合验证才能确定是否满足总体设计指标要求、是否分配得当、是否需要对分配进行调整或对方案本身加以改进。

如高精度摄影定位卫星的目标定位精度分配取决于卫星的定轨精度、参考恒星的测量精度、姿态误差、相机的像质、分辨率、内方位元素、摄影图像的重叠度和算法软件。在采用高精度三轴稳定姿态控制系统和高精度测绘相机的情况下，定轨精度是影响目标定位精度的重要因素。在分配目标定位精度时，就应分配卫星位置的测量精度。如果利用现有的超短波测控系统不能满足轨道精度要求，那就要采用更有效的测轨方案和技术途径。例如，利用导航定位星系统来提高轨道预报精度，使卫星的目标定位精度指标能得到保证。

卫星的研制是一项创新的工作，在研制过程中出现某些考虑不周和认识不到的情况不足为奇。问题是卫星设计师对此要有思想准备，在工作时不仅务求周到细致，还要留有适当的余地。例如，对

总体设计指标的拟定和分配以及分配后的综合，就要留有适当的余地，特别要注意限制要求严格以及经验证明随研制工作的推进和工作深入，其数值呈上升趋势的那些指标。对那些指标如果未留有余量或余量留得不当，往往会因此使总体方案出现重大反复，造成不必要的损失。余量的设置与总体设计方案和技术途径以及分系统的设计方案和技术途径有关，并与设计阶段有关，还取决于卫星设计师的经验和水平。一般来讲，对与某项总体设计指标相关的方案和技术新的或复杂成分多的项目，余量应留得较大；越是处于前期的设计阶段，留有的余量也应较大；卫星设计师的经验愈是丰富，余量就愈可以留得恰如其分。

卫星是一个系统，各分系统之间必然存在非线性加和关系（相干性），但线性加和关系也存在于卫星中，因此，在卫星总体设计指标中，也存在具有线性加和性的指标。在总体设计指标的分配中，应从分析各分系统的这两种耦合情况（非加和方式、加和方式）出发，对代表卫星功能（性能）属性的设计指标采用不同的分配方法。有一些指标并不存在分配的问题，如卫星的轨道要素；有一些指标可直接进行分配，如卫星的质量；还有一些指标需要经过一定的分析和转换后才能进行分配，如卫星的准确度指标、可靠性指标；也有一些指标不能通过数学方法进行分配，如占有的空间容积。下面对几种典型的总体设计指标的分配进行讨论。

（1）质量指标的分配

卫星的质量指标既是卫星实现规定功能的基础，又是卫星总体方案设计的重要约束，是一个具有加和性质的指标。

卫星的初始质量（发射质量）是组成整星的各分系统及其直属部件质量的总和，或者为卫星的主体质量加上所携带的推进剂和工质的质量。

设卫星总质量的指标为 M，卫星各分系统和直属部件分配到的

质量为 M_i 则

$$M = \sum_{i=1}^{n} M_i = M_1 + M_2 + \cdots + M_n \tag{5-8}$$

式中　i——卫星分系统和总装直属部件数号；

n——卫星分系统和总装直属部件总数。

对于卫星的每一个分系统进行其下一层次的质量分配时，也可以写出类似式（5-8）的质量分配公式。式（5-8）说明卫星总质量是其分系统和总装直属部件的质量之和。各分系统的质量与功能、寿命、可靠性和运行准确度等有关，还与分系统的方案、原材料和元器件以及制造工艺等有关。因此，从表面上看，卫星总质量与各分系统质量之间呈简单的加和关系，但实际上质量分配涉及的问题和方面很多，并不是一个简单的加和算题，而是一个相当复杂和重要的设计问题。要做好质量分配工作，卫星设计师应具有广泛的专业知识和丰富的经验。

经验证明，在卫星研制的进程中，各分系统的质量往往都是随设计程序的推移和研制阶段的推进而增加的。其客观上的原因，主要是因为设计程序和研制阶段，都是由概念到具体、由粗到细、由表及里、由浅到深、由图纸资料到实物的过程，在推移进程中需要纳入的系统层次和物件越来越多，从而会使质量增加。主观上的原因，主要是由于设计师的经验不足和在前面设计程序中追求高指标引起的。但是，卫星的总质量受到卫星工程系统的严格的限制，正样出厂的卫星的质量是一定不允许超过指标的。因此，在卫星总体方案设计进行质量分配时，必须留有适当的余量。由于各分系统质量增加的趋势随研制工作越往前进而增加越少，所以余量在设计程序的前几个程序应留得多些，之后随设计工作的推移而被用掉，最后发射的正样星应该是不留余量的。

卫星总质量的分配除由式（5-8）表示外，还可以由下式表示

$$M = M_a + M_b + \Delta M \tag{5-9}$$

式中 M——卫星总质量；

M_a——卫星的非消耗性（干）质量；

M_b——卫星的消耗性质量；

ΔM——分配余量。

卫星的非消耗性质量 M_a 由与卫星总质量变化无关的 M_{a1} 和随卫星总质量大小而变的 M_{a2} 两部分组成。M_{a2} 又由这部分的分配质量 $\bar{M}_{a2}$ 和随总质量而变的 k_aM 两部分组成，即

$$M_a = M_{a1} + M_{a2} = M_{a1} + \bar{M}_{a2} + k_aM \tag{5-10}$$

式中 k_a——质量变化系数。

卫星的消耗性质量 M_b，一般随其总质量大小和工作时间长短而变化

$$M_b = k_bMT \tag{5-11}$$

式中 k_b——单位卫星质量在单位时间内的消耗率；

T——工作时间。

分配的总质量余量可由下式求得

$$\Delta M = \sum_{i=1}^{n} \rho_i m_i = \rho_1 M_1 + \rho_2 M_2 + \cdots + \rho_n M_n = \rho M \tag{5-12}$$

式中 ρ_i——各分系统和总装直属件的余量系数；

ρ——卫星的平均总余量系数。

将式（5-10）、式（5-11）和式（5-12）代入式（5-9）得

$$M = M_{a1} + \bar{M}_{a2} + k_aM + k_bMT + \rho M$$

$$M = (M_{a1} + \bar{M}_{a2}) / (1 - k_a - k_bT - \rho) \tag{5-13}$$

$$= k(M_{a1} + \bar{M}_{a2})$$

式中 k——卫星总质量与分配的卫星干质量（$M_{a1} + \bar{M}_{a2}$）之比，称为干重分配系数，$k = 1/(1 - k_a - k_bT - \rho)$。

由式（5－13）可知 $k>1$，这说明如果干重的分配增加 ΔM_a，会导致总质量增加 $k\Delta M_a$（$>\Delta M_a$）。也就是说，卫星质量的分配不仅只是加和的关系，还有放大的关系。在分配中遇到综合值超过分配总质量时，“压缩”分配值的更为有效的方法是减少干重的分配质量。

（2）功率指标的分配

卫星各分系统和分系统所属的耗功设备和部件的耗功情况不同，有的在整个运行期间都在耗功，如通信卫星的转发器。有的按循环周期耗功，如可见光相机只是在光照条件适合的条件下开机时才耗功、停机时基本上不耗功，又如火工品在整个卫星寿命期只在短时间耗功一次。因此，卫星功率的分配一般以耗功的设备和部件为对象进行。功率分配的一般关系式为

$$P=\sum_{i=1}^{n}P_i/\eta_i+\Delta P \tag{5-14}$$

式中　P——卫星最低的总功率；

P_i——第 i 个耗功设备和部件的耗功；

η_i——第 i 个耗功设备和部件的功率转换效率；

ΔP——分配余量。

式（5－14）中，P_i代表某一耗功设备或部件在其一个运行周期内的耗功。P_i实际上是一条随时间而变的耗功曲线，不是一个常值。一般在分配功率时，采用的办法是将预期的耗功曲线进行整理，把突出的高耗功部分平滑成为峰值功率，把波动不大的较平稳的部分取平均值成为平均功率，把同一周期内经过整理的所有的耗功曲线相加，得出这个周期内的总的耗功曲线、总的峰值功率和平均功率。

由于卫星的电能是由卫星的电源分系统（含供配电分系统）提供的，在卫星设计任务书中一般不能明确规定卫星的总功率，最多

只能给出有效载荷所需的功率。因此，卫星的功率指标的分配，和其他的指标分配的做法不一样，要与电源分系统的设计要求的提出结合进行。

过去卫星的研制经验说明，卫星的总功率和功率分配往往超过所需。也就是说式（5－15）中的 ΔP 一般为零值，甚至应为负值。这种情况的产生可能由于对 P_i 的峰值处理不当，将过多的峰值放置在同一时间之内，从而使 $\sum P_i$ 增大、使 P 增大，或者是对能源在空间因老化和污染而衰减的速率估计过高所致。总功率不足当然不行，总功率有不大的余量（例如 10％左右）也是需要的。但是，总功率余量过大就不好了，就是浪费了。这种情况应该避免。

（3）容积和空间位置的分配

卫星只能占有受运载器严格限制的很有限的空间。在这个小空间内要把若干个分系统的成百上千的设备、仪器、部件和零件按各自和总体的要求妥善地布置，也就是完成容积和空间位置的分配，是一件综合、权衡性很强的设计工作。这项分配工作不像质量和功率分配用计算公式就可以完成，要用构形设计的方法在卫星构形设计中加以完成。本书第 7 章将对此问题进行讨论。

（4）可靠性指标的分配

卫星可靠性指标的分配是卫星总体方案设计中的可靠性设计工作中的一项重要内容。可靠性指标的分配将在本书第 8 章中详细讨论。

（5）卫星寿命指标的分配

卫星的寿命指它的工作寿命，也就是它的运营寿命，是它能够正常执行规定功能的时间。卫星能达到设计任务书规定的寿命，其基础建立在组成它的各分系统和直属部件在空间轨道上存活和工作的寿命至少要达到、一般都要超过卫星寿命指标。因此，卫星寿命分配的关系式为

$$T_i \geqslant T \qquad i=1,\ 2,\ \cdots,\ n \tag{5-15}$$

式中　T_i——分配的各分系统和直属部件在空间轨道上存活和工作寿命；

i——各分系统和直属部件；

T——卫星寿命指标；

n——分系统和直属部件总数。

卫星的工作寿命是由各分系统有序、协同和连续工作达到的。一个分系统的有效工作寿命，指该分系统按卫星的工作程序，在一系列的时间段上，以一定的准确度执行分配到的功能的时间的总和；而分系统的寿命则为其有效工作寿命与等待工作时间的总和。卫星寿命指标的分配，是从卫星开始工作起到规定的寿命期内的时间坐标上，对各分系统的工作顺序、时间和条件的协调和平衡。这项指标分配工作，在总体方案设计程序中，也可以看成是卫星总体运行程序设计的工作。也就是在卫星运行的时间坐标轴上，对卫星的运行状态进行描述，对运行状态的顺序和持续时间进行安排和分配，以使各分系统有序和协调地工作，从而顺利完成卫星的任务。

卫星的运行程序设计，应以减小运行风险和提高完成任务的概率为原则，但也应适当注意提高运行的效率。

（6）准确度指标的分配

卫星实现其规定的指标，不可能绝对准确，总是有一定的偏差。一项指标的容许的偏差范围，称为该项指标的准确度。例如，摄影定位卫星的目标定位精度，静止轨道卫星的定点位置精度，通信卫星的天线指向精度等。卫星的功能是在一定的准确度要求下实现的。通过准确度指标，即规定的容许的偏差范围，限制卫星达到规定指标的偏差范围，使卫星功能在容许的偏差之内实现，从而保证整个卫星工程系统的协调。在卫星总体方案设计中，为了控制卫星的准确度，必须把卫星整体的准确度指标分配到各有关分系统。

进行准确度指标分配时，一般先要进行准确度分析。这种分析也称误差分析。分析工作主要有两个方面。一方面是按误差源列出诸误差项目。据此建立一个误差分配系，或者误差链。另一方面对列出的所有误差项目，按性质进行分类，为误差的组合计算提供条件。

形成误差的各种误差源，与具体的卫星的性质和方案有关。一般讲大体上有以下几类。

1）卫星的外部环境和内部产生的干扰。例如：作用在卫星上的干扰力、干扰力矩，电系统的电磁干扰，外部环境的热干扰等。

2）加工、生产和制作过程中存在的与标称状态的不一致性，由此产生的各项误差。例如：质量特性误差，几何尺寸或位置误差，承载能力误差等。

3）不可克服的静摩擦、非线性死区、盲区等，损害了系统原设计的运行条件。

4）随着运行时间的增长而出现的在允许范围内的老化、变形、漂移、磨损、效率降低等因素而引起的功能衰退。

5）不可避免的原理性偏差，如控制过程中的静态偏差等。

根据误差源可以列出误差项目。分配时可按列出项目进行，首先分配到有关的分系统的同一误差项目，必要时再将某些分系统的误差进一步分配到其下的部件或子系统的误差项目中去，这样就建立起一个误差的分配系。在有的情况下，也可建立与误差分配系类似的误差链来进行误差的分配。误差链表示的是形成整体误差的各分系统误差项目之间的积累和传递的关系。

建立合理而正确的误差分配系或误差链，是整体准确度指标分配的基础。作为例子，下面给出国际通信卫星的天线指向误差分配系。天线指向误差是通信卫星整体误差项目之一。在总体方案设计中应该将这项整体误差分配到有关的分系统中去，分配之前先建立

如表 5－5 所示的误差分配系。

表 5－5　误差分配系举例

天线指向误差	姿态控制误差	地球敏感器误差
		飞轮速度/力矩误差
		电子设备影响误差
		太阳能电池阵干扰
		飞轮摆动影响
	热变形	反射器变形
		馈源-反射器转换
		地球敏感器转动
	卫星装配误差	反射器展开不重复性
		飞轮动量矢对飞轮安装镜校正
		飞轮安装镜对天线塔瞄准
	轨道耦合误差	

建立误差分配系后，可从不同的角度分析各项误差。按误差源性质分析，可分为系统误差及随机误差；按误差经历过程分析，可分为动态误差及静态误差；按误差的变化速率分析，可分为常值误差、长周期变化项误差和短周期变化项误差。从误差控制角度分析，又可分为可预测和不可预测误差或可补偿和不可补偿误差。一般进行准确度整体指标分配时，采用较多的是把误差分为系统误差和随机误差。

误差分配可利用如表 5－6 的误差分配表进行。将各误差项目的预测值填入误差分配表内。假设填在表 5－6 内的误差预测值为 a_1，a_2，…，d_1 等。

表 5-6 误差分配表（例）

误差项目 \ 误差性质		随机误差（3σ）			系统误差	
		常值	长周期	短周期		
A	A_1			a_1		
	A_2	a_{21}		a_{22}		
	A_3	a_{31}		a_{32}		
	A_4		a_4			
	A_5	a_5				
B	B_1		b_1			
	B_2		b_2			
	B_3	b_3				
	B_4	b_{41}		b_{42}		
C					c_1	
D					d_1	

在得到各误差的预测值后，还应给出由各误差值组合求得整体误差的运算关系。在卫星设计中关于误差组合运算的方法，应视具体情况而定，但一般可考虑以下几点。

1）相同或相近变化频率的随机误差之组合采用均方和；

2）不同变化频率的随机误差之组合采用代数和；

3）系统误差之间的组合按实际变化规律，取保守情况，采用代数和；

4）随机误差与系统误差的组合采用代数和；随机误差之间的组合采用均方和。

按上述几点，表 5-6 所示的各项误差的合成关系如下。

误差项目 A：$a = \sqrt{a_{21}^2 + a_{31}^2 + a_5^2} + a_4 + \sqrt{a_1^2 + a_{22}^2 + a_{32}^2}$

误差项目 B：$b = \sqrt{b_3^2 + b_{41}^2} + \sqrt{b_1^2 + b_2^2} + b_{42}$

误差项目 C：$c = c_1$

误差项目 D：$d = d_1$

随机误差 $\gamma_1 = \sqrt{a^2 + b^2}$

系统误差 $\gamma_2 = c + d = c_1 + d_1$

整体误差 $\gamma_0 = \gamma_1 + \gamma_2 = \sqrt{a^2 + b^2} + (c_1 + d_1)$　　(5 - 16)

在进行准确度分配时，整体误差应留有一定的余量。设误差的余量为 e，则式（5 - 16）变为

$$\gamma^* = \sqrt{a^2 + b^2} + (c_1 + d_1) + e \qquad (5 - 17)$$

式中　γ^* ——预测的整体准确度值。

如果预测的整体准确度值满足整体准确度指标的要求，则分配工作完成。如不能满足，则要进行分析和对某些误差项目进行调整。一般应考虑减少那些数值上占主要成分的误差项目的误差值，以求整体误差有较为明显的减小。

上述准确度分配的例子（表 5 - 6）是按随机误差符合正态分布选择 3σ（σ 为方差）值考虑的。如果对于随机误差的概率分布有详细的了解，则较好的办法是采用蒙特卡洛模拟法。对于多维随机误差的分量的合成，按正态分布情况处理也不适合，宜采用蒙特卡洛模拟法。

第6章　卫星轨道设计

卫星是由多个功能不同而又相互作用和相互依赖的分系统有机组成的整体。每颗卫星都运行在一定的空间轨道上，实现特定的从天上对地面的服务功能。地面的需求，有的一颗卫星实现的功能就能够解决，有的要几颗卫星组网，形成卫星星座才能实现所需的功能，满足地面的需求。从科学和技术及社会的发展现状看，国际性、全球性已成为一个国家、一个联盟、一个团体甚至一个人的需求，而全球性又恰恰是卫星的一个固有的特性。因此，为实现高时间分辨率的大面积时空的覆盖，由多颗功能相同的或互补的卫星，或由多个功能相同的星座组成的空间设施的建设就成为现代航天大国发展战略的重要组成部分。一般空间设施的研制和建设投资大，周期也相对较长，总是选择对社会经济和国家安全有重大需求和有较长时间作用的空间设施先发展。这类空间设施是国家不可或缺的设施的组成部分，又称空间基础设施。

单颗卫星、由多颗卫星组成的星座和空间基础设施，在空间的轨道布局，表征它们对空间高远位置占有、分布和运动的情况，并决定了它们对空间和地面的时空覆盖的性能。而单颗卫星、星座和空间设施的空间和地面的时空覆盖性能，对它们的功能效用又有决定性的影响。由此可以看出空间轨道设计的重要性。

卫星轨道设计与卫星的外部环境，包括其外部工程环境、运行环境、返回环境以及技术和经济环境的关系密切。不同轨道的卫星，其外部环境和时空覆盖性能也有所不同，这些会直接影响到卫星的内部组成结构。反过来，卫星的组成结构又会对轨道和星座的

设计提出一定的要求。两者之间需要进行相互协调。就卫星完成特定使命、全面满足需求这个全局和卫星设计应遵循“先外后内”的设计规律来看，空间设施和星座所处的层次高于单颗卫星，而单颗卫星的轨道所处的层次又高于卫星的组成结构。因此，空间设施和星座在空间的布局设计应先于卫星轨道设计，而卫星轨道设计又应先于卫星组成结构的设计，换言之，卫星组成结构的设计应以所选择的卫星轨道作为前提之一。

空间设施、星座的空间布局和卫星轨道所处的设计层次决定了这几项设计应是卫星总设计师负责进行的关系到卫星能否完成既定任务的全局性工作，而不只是卫星轨道设计师从事的专业性设计工作。空间设施和星座的空间布局设计和卫星轨道设计贯穿于卫星设计的全过程，随卫星设计的深入由概略到精细、由简单到完整，在不同的设计阶段完成不同的任务。本章主要介绍空间设施、星座空间布局和卫星轨道方案设计（为简洁，下面不在设计前加冠词方案两字）的基本原则和要求、可供选择的基本类型以及可供使用的基本方法。

6.1　卫星轨道设计要求

单颗卫星是组成星座的基本单元，而单颗卫星和星座又是组成空间基础设施的基本单元。虽然，单颗卫星的层次低于空间基础设施和星座的层次，卫星轨道设计要在空间基础设施或星座在空间的布局确定之后才能详细进行，但是空间基础设施和星座的空间布局主要就是将一颗颗卫星安排在所需的轨道上。因此，卫星轨道设计是空间基础设施和星座空间布局的基础。

卫星轨道设计应满足卫星执行的航天任务的需求，适应卫星的外部环境，为实现卫星的功能创造良好的条件。

6.1.1 外部环境对卫星轨道设计的支持与制约

卫星运行于设计的轨道上，既得到外部环境的支持，同时也受到它们的制约。

（1）与运载器和发射场的关系

卫星的任务不论是由运行于某一轨道的单颗卫星，还是由运行于相同或不同轨道的多颗卫星组成的星座或空间设施来完成，其前提是要把卫星送入空间轨道并布置在所要求的位置上。卫星本身不具备自行离开地球表面的能力，它进入空间轨道所需的能量全部或主要依靠运载器提供。因此，卫星轨道设计应考虑充分利用运载器所能提供的运载能力和尽可能减少进入轨道的总费用，使入轨的卫星的质量在现实条件下最大化。一般中、低轨道卫星多选择由运载火箭直接送入运行轨道的方式，而高轨道卫星（如地球静止轨道卫星）则多选择先由运载火箭送入低高度的停泊轨道，待卫星沿停泊轨道运行到高轨道的轨道面附近时，或由运载火箭末级发动机或由星上设置的近地点发动机提供能量，使卫星转入一条能与高轨道相交的转移轨道，当卫星沿转移轨道运行到高轨道附近时，再由星上设置的发动机提供动力把卫星由转移轨道送入高轨道。

运载器需要在具备特殊设施的发射场发射。发射场的地理位置、允许的发射方向不仅关系到运载器的运载能力，而且也会影响到轨道和卫星的方案。例如，当运载火箭采用共面发射方案向偏东方面发射时，发射场的地理纬度愈低、发射方向愈接近正东，运载火箭借助地球自转增加的运载能力愈大。

（2）与测控网的关系

卫星在空间轨道上运行和工作虽然是高度自动化的，但不等于说处于地面上的卫星研制人员和用户可以放任卫星于外层空间而不顾。地面需要及时了解卫星在外层空间的运行和工作情况，必要时

还要向卫星发送指令或数据，以应对卫星出现的各种预料到的或未预料到的情况。为此，卫星轨道设计需要考虑现有的地面测控系统的布局和性能，在现有条件不满足需要时，又要考虑增设设施以使卫星能随时或经常处于地面的监控之中。

（3）与应用系统的关系

卫星在外层空间活动所获取的成果需传输或送回地面才能产生效益，达到为地面服务的最终目的。轨道设计既应保证卫星能在外层空间获取到所需的成果，也要保证使这些成果有效地为地面利用。后面这一点就需要与应用系统加以协调。例如，返回式遥感卫星的轨道方案就应保证它在返回时刻的瞬时轨道面能包含预定的回收场，不落入境外，以避免引起国际问题，又便于实施回收作业。

（4）与外部技术、经济环境的关系

轨道和星座的方案不仅与卫星的外部工程环境密切相关，而且也受到外部的经济、技术环境的制约。例如，以低轨道星座构成的卫星移动通信空间基础设施，在频谱利用率、技术性能和不受高轨定点限制等方面都优于高轨道地球静止卫星系统，但所需的投资较大、技术继承性较差，使这个系统的发展滞后于地球静止轨道卫星系统。

（5）与外层空间环境的关系

外层空间环境是卫星轨道设计需要考虑的因素。外层空间环境虽然以高真空为其显著特征之一，但其间仍存在稀薄的大气。稀薄大气对高速运动的卫星产生的阻力会使轨道逐渐衰减。地球周围空间还存在带电粒子相对集中的内、外辐射带，这两个辐射带将会对运行于其中的卫星造成不良的辐射效应。因此，如果轨道采用圆轨道，则其轨道高度应不低于 200 千米，否则轨道衰减过快寿命太短。为避免内、外辐射带对卫星的严重辐射，轨道高度在 1 000～20 000 千米之间的卫星要特别加强对辐射的防护。上面是从外层空

间环境对轨道的影响而言的，反过来，一旦确定了卫星轨道，也就基本明确了卫星在运行过程中会遭遇的外部环境，从而就为制定空间环境模拟试验要求提供了依据。

6.1.2 卫星轨道设计的主要要求

卫星设计任务书中规定的卫星功能性指标和要求是多方面的。不同种类的卫星，其功能性指标也会有所不同。卫星是运行于空间轨道上的人造天体，人们制造这个天体，就是为了满足特定需求以达到“为地面服务”这个总目标，而特定需求的满足，又必须让卫星在选定（设计）的轨道上运行才能实现。

卫星轨道由几项主要指标要求所规定。例如，获取或传输信息类的卫星，其运行轨道应满足以下几项主要指标要求：

1）地面覆盖要求；

2）轨道复现（星下点复现）也称重返周期要求；

3）地面分辨率（或地面功率通量密度）要求；

4）覆盖重叠要求；

5）工作寿命要求。

地面覆盖要求反映了卫星对地球的时、空覆盖性能，指它应覆盖的地区是全球还是某个纬度范围或某些地区，覆盖所要求的地区从时间上讲是连续的还是间断的。轨道复现要求进一步从周期性方面强化了地面覆盖要求，这种要求一般是针对卫星执行对地观测任务提出的，以利于进行图像配准、地图绘制和动态监测。工作寿命要求则从时效性方面强化了地面覆盖要求，显然，卫星的轨道寿命应大于其工作寿命。地面分辨率要求和覆盖重叠率要求关系到对地观测卫星获取高质量的信息和进行图像的拼接，覆盖重叠率要求还会影响到所需卫星的数量，因此，它们从卫星执行任务的有效性方面强化了地面覆盖要求。

卫星轨道由其轨道要素确定。卫星轨道和星座设计的基本方

法，一般是首先明确指标要求、轨道要素与卫星数量之间的关系；然后，根据上述指标要求选择和确定轨道要素和卫星数量，并使它们能满足卫星外部环境的制约和能为卫星内部各分系统功能的实现创造较为有利的条件。

为了便于讨论卫星轨道以及一般星座设计的基本方法，下面先对卫星轨道力学原理和对地面的覆盖作必要的介绍。

6.2　卫星轨道的基本概念

卫星轨道设计是建立在卫星轨道力学的科学基础上的技术学科。轨道力学基本上是天体力学，但卫星是人造天体，与自然天体不同，它的轨道是人为确定的，而不是自然生成的，因此，轨道力学与经典天体力学还是有所不同，主要有下列四点。

1）卫星的运动是可选择的，其运动初值由轨道设计确定。

2）自然天体间的距离与其大小相比很大，在引力意义上，天体可视为质点，外力为质点间的万有引力。卫星围绕地球运动，只有地球被假设成质量等密度层为同心球面的球体时，才能将地球对卫星的吸引力视为整个地球的质量集中在地心的质点所产生的球形引力。

3）卫星受到的外力除地球球形引力外，还有地球非球形引力、地球大气阻力、太阳辐射压力以及日、月引力等。复杂的外力形式，决定了卫星运动的复杂性、不确定性。

4）卫星有时因任务需要，可以人为施加控制力，改变原来的轨道或调整卫星的运动规律。

6.2.1　地心赤道坐标体系

（1）天球

假设所有的天体都在一个圆球内的各层球面上，这个假想的球

体，称为天球。在研究卫星运动时，天球的球心选择在地心，天球的半径不作定义，将地心和某点的连线与天球面的交点定义为该点在天球上的点，两点与球心的连线组成的平面和天球的交线是球面上的线（大圆弧），从而得到天球面上的几何图形（图 6－1）。

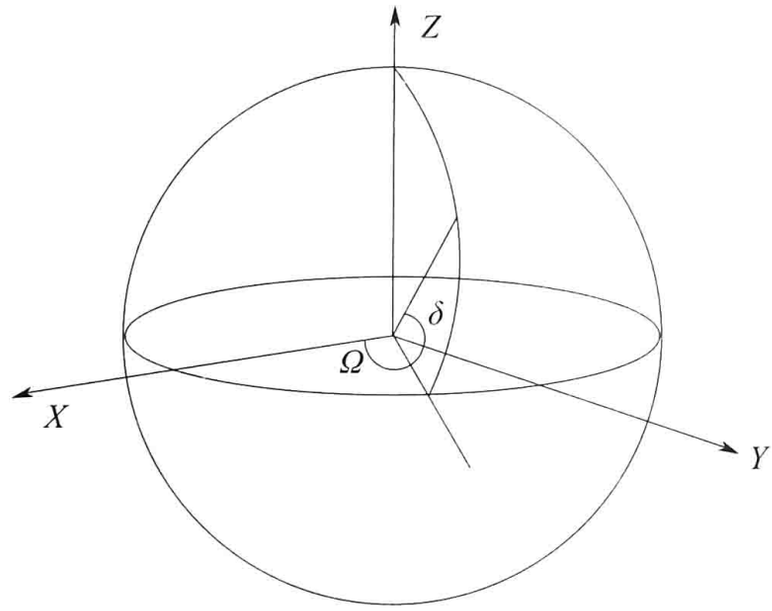


图 6－1　地心天球图

（2）天赤道和黄道

天赤道为地球赤道面和天球面的交线，在天球图上常简写为赤道。

黄道为地球公转平面和天球面的交线。在地心看，太阳在黄道上运动，一年转动一圈。

（3）春分点

天赤道和黄道在天球面上的交点之一，太阳从南向北穿过天赤道的一点称为春分点。在忽略岁差、章动情况下，春分点为天球面上的固定点。也就是说，在惯性空间中，春分点方向是恒定的。

（4）地心赤道坐标系

地心赤道坐标系是一惯性坐标系，原点在地心，$X-Y$ 平面为赤道面，X 轴指向春分点，Z 轴指向北天极，$X-Y-Z$ 为右手法则

直角坐标系。在这个坐标系中，卫星位置三个坐标记为 x,y,z。若用球坐标，地心至卫星的距离记为 r；Ω 为赤经（从春分点，在赤道面内逆时针度量）；δ 为赤纬（见图 6-1）。球坐标和直角坐标关系如下

$$\left.\begin{aligned}\sin\delta &= \frac{z}{r}\\ \tan\Omega &= \frac{y}{x}\\ r &= \sqrt{x^2+y^2+z^2}\end{aligned}\right\} \tag{6-1}$$

当 $x>0$ 且 $y>0$，Ω 在第 Ⅰ 象限；

当 $x<0$ 且 $y>0$，Ω 在第 Ⅱ 象限；

当 $x<0$ 且 $y<0$，Ω 在第 Ⅲ 象限；

当 $x>0$ 且 $y<0$，Ω 在第 Ⅳ 象限。

显然有

$$\left.\begin{aligned}x &= r\cos\Omega\cos\delta\\ y &= r\sin\Omega\cos\delta\\ z &= r\sin\delta\end{aligned}\right\} \tag{6-2}$$

6.2.2　地心直角坐标系

地心直角坐标系也称地心固连坐标系，与地球固连，与地球一起自转，是非惯性系。卫星以球坐标表示：r 为地心距，Φ 为地心纬度，λ 为地心经度，与地心赤道坐标系的关系除地心距相同外，还有

$$\left.\begin{aligned}\delta &= \Phi\\ \Omega &= \lambda + S_G\end{aligned}\right\} \tag{6-3}$$

式中　S_G——当时的格林尼治恒星时。

在地理学中，定义格林尼治地方子午圈为本初子午圈，是地心经度的起算点。在天文学中，定义格林尼治子午圈与春分点的角距为格林尼治恒星时；规定从春分点逆时针量到格林尼治子午圈，以

角度为单位（见图 6－2）。

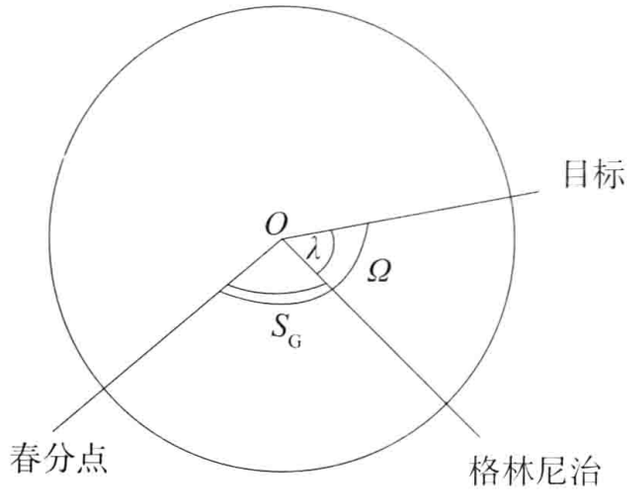


图 6－2 赤道面内的关系图

6.2.3 卫星轨道的零级近似解

在忽略其他天体的引力和稀薄大气对卫星的阻力以及把地球视作质量分布呈中心对称的正球体和将卫星运动视为其质心运动时，卫星-地球系统可简化成两个质点组成的系统，即可把它们简化为两体问题。按两体问题求得的卫星轨道，基本上描述了卫星在地球引力场中的运动规律，一般称为卫星轨道的零级近似解。

在两体问题中，卫星在地球引力作用下的运行轨迹从地心惯性坐标系来看是平面曲线。该平面通过地心，法线方向恒定；曲线为圆锥曲线，按其偏心率不同可以分为圆、椭圆、抛物线和双曲线四种圆锥曲线。后面这两种曲线表示卫星脱离地球引力场的轨迹；前面两种曲线表示卫星作环绕地球运动的轨迹，其中圆可视作为椭圆的特殊情况，即偏心率为零的椭圆。

采用地心赤道坐标系 O_e-xyz（图 6－3）：坐标原点取在地心 O_e；坐标轴 O_ex 在赤道面内，指向春分点（春分点为太阳沿黄道从天赤道以南向北通过天赤道的那一点）；O_ez 轴垂直于赤道面，与地球自转角速度方向一致；O_ey 轴与 O_ex 轴、O_ez 轴垂直，且 O_e-xyz

构成右手系，则卫星沿轨道的运动可由 6 个轨道要素描述。这 6 个轨道要素如下所示。

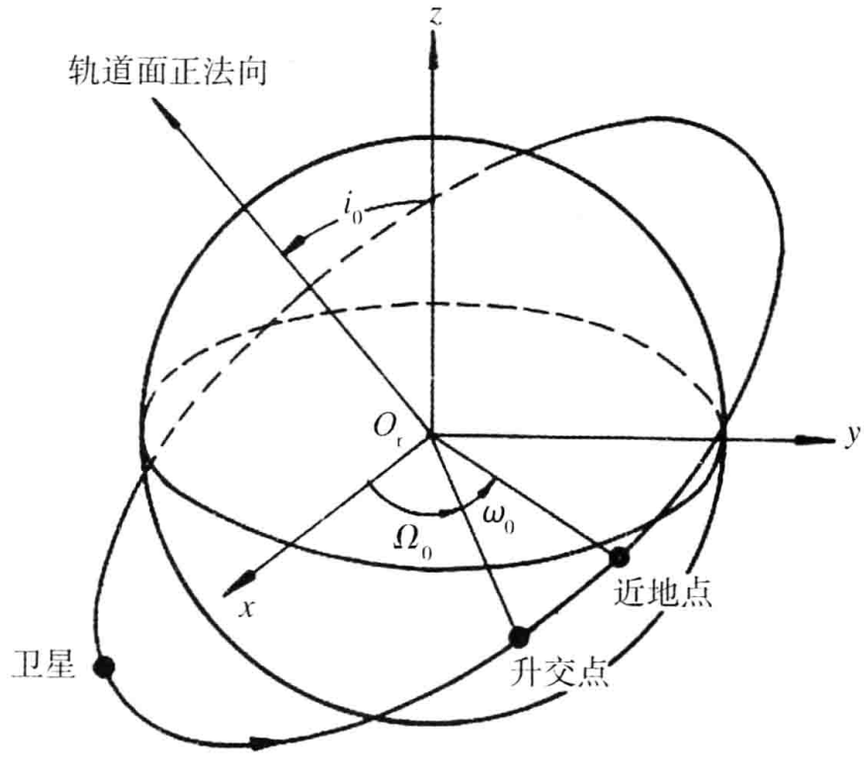


图 6－3　地心赤道坐标系和轨道要素的空间关系

1）Ω_0：轨道升交点的赤经（在地心赤道坐标系中，春分点到升交点的地心张角，从春分点向东度量，$0°\leqslant\Omega_0<360°$）；

2）i_0：轨道倾角（轨道平面正法向与地球北天极之间的夹角，$0°\leqslant i_0\leqslant180°$）；

3）ω_0：近地点幅角（升交点到近地点的地心张角，从升交点顺轨道运行方向度量，$0°\leqslant\omega_0<360°$）；

4）P_0：轨道半通径（轨道上与近地点相隔地心张角为 90°的地心距）；

5）e_0：轨道偏心率（对椭圆轨道，它为两焦点之间的距离与椭圆长轴之比，其数值 $0\leqslant e_0<1$）；

6）t_0：卫星通过近地点的时刻（对椭圆轨道是针对卫星绕地球某一圈飞行而言的）。

在这 6 个轨道要素中，i_0和Ω_0决定了轨道面在惯性空间的位置，ω_0决定了轨道在轨道面内的指向，P_0和e_0决定了轨道的大小和形状，t_0决定了卫星在轨道上的位置。对于椭圆轨道，可用半长轴a_0替代P_0，$a_0=P_0/(1-e_0^2)$。

卫星轨道面虽然相对于地心惯性坐标系是不变的，但卫星轨道面相对于随地球一起转动的坐标系将每天自东向西旋转一周。在下面的讨论中，将用到随地球一起转动的地心直角坐标系$O_e-x_1y_1z_1$，其O_ex_1轴在赤道面内、指向格林尼治子午圈，O_ez_1轴垂直于赤道面、与地球自转角速度方向一致，O_ey_1轴与O_ex_1轴、O_ez_1轴垂直，$O_e-x_1y_1z_1$构成右手系，其图示关系类同于图 6-3 所画的坐标系。

卫星在外层空间沿轨道运行，而地球在不停地自转。因此，卫星在沿椭圆轨道绕地球运行时，其后一圈运行的星下点轨迹一般不再重复前一圈运行的星下点轨迹。沿椭圆轨道运行的卫星于某一圈运行中的星下点轨迹由下列方程决定（以该圈运行通过升交点的时刻作为计量零点）

$$\Phi_s=\arcsin(\sin i_0\sin\theta) \tag{6-4}$$

$$\lambda_s=\lambda_0+\arctan(\cos i_0\tan\theta)-\omega_e t\pm\begin{cases}-180^\circ(-180^\circ\leqslant\theta<-90^\circ)\\0^\circ(-90^\circ\leqslant\theta\leqslant90^\circ)\\180^\circ(90^\circ<\theta\leqslant180^\circ)\end{cases} \tag{6-5}$$

式中 Φ_s——星下点的地心纬度，(°)；

λ_s——星下点的地心经度，(°)；

λ_0——升交点的地心经度，(°)；

θ——t 时刻卫星与升交点的角距（从升交点开始量度，顺运行方向取正值，逆运行方向取负值），(°)；

t——飞行时间，s；

ω_e——地球自转角速度的大小（即速率），(°)/s。

±号分别适用于顺行轨道和逆行轨道。其中，顺行轨道是从北天极看，卫星运行方向和地球自转方向相同的轨道；反之，则为逆行轨道（图 6－4）。

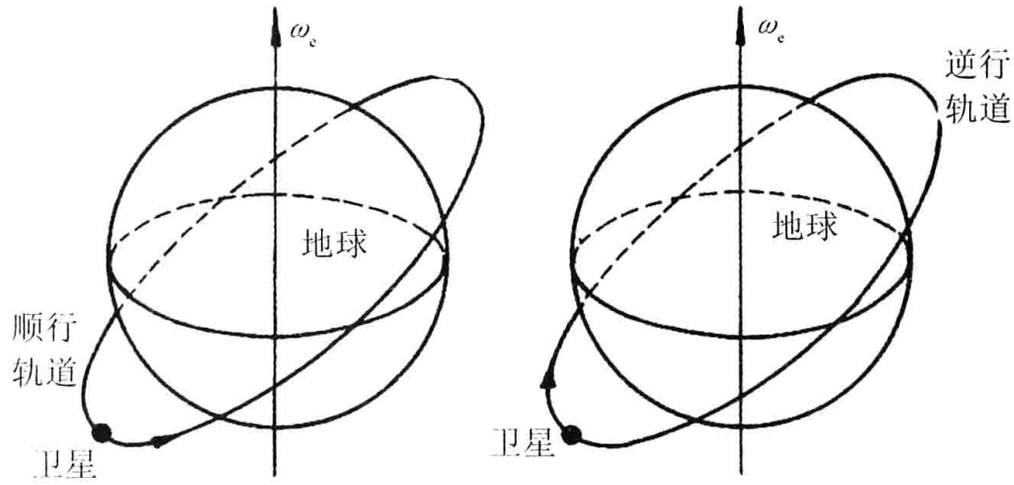


图 6－4　顺行轨道与逆行轨道

6.2.4　卫星轨道摄动

两体问题的解描述了卫星轨道的基本特征，但此解与卫星实际轨道仍有一定的差异，这种差异称为轨道摄动。

（1）轨道摄动分类

按轨道摄动的起因，轨道摄动有以下几种。

1）地球形状摄动：地球形状呈非球形和密度分布非中心对称使卫星轨道产生的摄动；

2）大气阻力摄动：稀薄大气给卫星的阻力对卫星轨道产生的摄动；

3）光压摄动：太阳光辐射压力对卫星轨道产生的摄动；

4）日、月摄动：太阳、月球的引力对卫星轨道产生的摄动。

对近地卫星而言，轨道的摄动因素主要为地球非球形和稀薄大气。

（2）地球形状摄动

地球形状摄动是近地轨道的最主要摄动。它主要表现在两个方

面：一是使卫星的轨道面围绕地轴（地球自转轴）缓慢转动，即引起轨道面进动，进动方向与卫星运行方向相反；另一个是使近地点位置（近地点幅角）变化，即使近地点飘移。轨道面进动相当于升交点位置变化。椭圆轨道升交点赤经的平均变化速率$\dot{\Omega}$和近地点幅角的平均变化速率$\dot{\omega}$分别为

$$\dot{\Omega} = -10.00 \frac{1}{(1-e_0^2)^2}\left(\frac{R_1}{a_0}\right)^{3.5}\cos i_0 \quad [(^\circ)/\mathrm{d}] \tag{6-6}$$

$$\dot{\omega} = 5.00 \frac{1}{(1-e_0^2)^2}\left(\frac{R_1}{a_0}\right)^{3.5}(5\cos^2 i_0 - 1) \quad [(^\circ)/\mathrm{d}] \tag{6-7}$$

式中 R_1——地球赤道半径（≈6 378 km）。

与$\dot{\Omega}$等价的是升交点赤经的每圈变化量$\Delta\Omega$

$$\Delta\Omega = -0.585\left(\frac{R_1}{a_0}\right)^2 \frac{\cos i_0}{(1-e_0^2)^2} \tag{6-8}$$

考虑轨道面进动后，决定卫星星下点轨迹的式（6-4）不变，式（6-5）需改成

$$\lambda_s = \lambda_0 + \arctan(\cos i_0 \tan\theta) - (\omega_e - \dot{\Omega})t \pm \begin{cases} -180^\circ & (-180^\circ \leqslant \theta < -90^\circ) \\ 0^\circ & (-90^\circ \leqslant \theta \leqslant 90^\circ) \\ 180^\circ & (90^\circ < \theta \leqslant 180^\circ) \end{cases} \tag{6-9}$$

在使用式（6-9）时，$\dot{\Omega}$的计量应换算成（°）/s。

从式（6-4）显见

$$|\Phi_s| \leqslant \begin{cases} i_0 & (i_0 \leqslant 90^\circ) \\ 180^\circ - i_0 & (i_0 > 90^\circ) \end{cases} \tag{6-10}$$

即星下点轨迹的南北纬度的极值取决于卫星的轨道倾角。

从式（6-9）可见，卫星沿椭圆轨道每运行一圈，其升交点的地心经度λ_0改变－（$\omega_e - \dot{\Omega}$）T。其中，T为交点周期（s），即卫星连续两次通过升交点的时间间隔。T与无摄轨道的运行周期T_0（T_0=

$2\pi\sqrt{a_0^3/\mu}$，μ 为地球引力常数，$\mu=398\ 600\ \mathrm{km^3/s^2}$）稍有差异，但基本上可认为是常量。

（3）大气阻力摄动

大气阻力摄动是决定近地轨道卫星轨道寿命的主要摄动。它使椭圆轨道的半长轴和偏心率同时下降，即：使轨道逐步圆形化、轨道平均高度减小，最终导致卫星进入稠密大气层而烧毁。

对于高轨道卫星或对轨道精度要求较高的卫星，还应考虑日、月摄动。对某些轨道来讲，当太阳光压的影响超过大气阻力影响时，应考虑太阳光压摄动。

6.2.5　卫星轨道分类和特点

按卫星的轨道要素和星下点轨迹的特征，可以对卫星在地球引力场中的轨道作如下几种分类。

（1）按轨道偏心率分类

按偏心率，可分为圆轨道、近圆轨道、椭圆轨道、抛物线轨道和双曲线轨道。

圆轨道为偏心率等于零的轨道。偏心率接近于零的近圆轨道，有时也称为圆轨道。

椭圆轨道为偏心率在 0 和 1 之间的轨道。当偏心率大于 0.2 时，称为大偏心率椭圆轨道（俗称大椭圆轨道）。

抛物线轨道为偏心率等于 1 的轨道。双曲线轨道为偏心率大于 1 的轨道。沿这两种轨道运动的卫星都将脱离地球引力场成为人造行星。

行星探测器的行星际航行一般采用抛物线轨道或双曲线轨道，多数采用双曲线轨道。月球探测器由于没有脱离地球引力的范围，其飞向月球的轨道可以是相对于地球的椭圆，相对于地心的初速不一定要求超过逃逸速度（11.2 km/s），但为了接近月球，初速又不

得小于 10.85 km/s。与环绕地球运行的应用卫星、科学卫星不同，月球探测器和行星探测器的轨道涉及多个天体的引力场以及是抵达还是绕飞所需探测的天体，问题更为复杂，对此本章不拟进行讨论。下面仅讨论偏心率小于 1 的椭圆轨道，这是迄今绝大多数卫星运行的轨道。

对偏心率小于 1 的轨道而言，卫星如沿圆轨道或近圆轨道运行，则其与地面的垂直距离，一般也称为轨道高度，近似为常量；如沿椭圆轨道特别是大椭圆轨道运行，则其在近地点和远地点处的轨道高度差异明显。

(2) 按轨道倾角分类

按轨道倾角，可分为顺行轨道、逆行轨道和极地轨道、赤道轨道。

顺行轨道为轨道倾角在 0°（包括 0°）和 90°之间的轨道。沿顺行轨道运行的卫星，当轨道倾角不等于 0°时，星下点的纬度边界为 $\pm i_0$，卫星在升段（由南向北的飞行段）由西南向东北方向飞行，在降段（由北向南的飞行段）由西北向东南方向飞行，其轨道面向西进动。发射顺行轨道卫星，可利用地球自转速度来减低对运载器的能量要求，故卫星大多运行于顺行轨道。

逆行轨道为轨道倾角在 90°和 180°（包括 180°）之间的轨道。沿逆行轨道运行的卫星，当轨道倾角不等于 180°时，星下点的纬度边界为 $\pm$（180°$- i_0$），卫星在升段由东南向西北方向飞行，在降段由东北向西南方向飞行，其轨道面向东进动。逆行轨道仅在特殊情况下使用，例如下面要提到的太阳同步轨道。

极地轨道为轨道倾角等于 90°的轨道。工程上常把倾角在 90°附近的轨道也称为极地轨道。极地轨道可简称为极轨道。采用极轨道，卫星可飞经两极地区上空，能实现对全球的覆盖。

赤道轨道为轨道倾角等于 0°或 180°的轨道，一般指轨道倾角为

0°的情况。赤道轨道的特点是卫星的运行平面为赤道面，星下点轨迹位于赤道上。

（3）按轨道高度分类

圆和近圆轨道按高度可分为低轨道、中高轨道和高轨道。

低轨道一般指高度小于 1 000 km 的轨道。

中高轨道一般指高度在 1 000 km 到 20 000 km 之间的轨道。

高轨道指高度高于 20 000 km 的轨道。

在有效载荷性能不变的情况下，轨道高度愈高，卫星对地覆盖的面积愈大。为获取较强信号，卫星一般多采用低轨道。但是低轨道又带来覆盖减小的问题。处理信号强度与覆盖大小这一对矛盾的问题，属高层次技术性问题，不仅只是轨道设计的问题。轨道高度约 36 000 km 的赤道、顺行圆轨道，即下面要谈到的地球静止轨道，出于其特殊的优越性，是某些类型卫星常用的一条轨道。

（4）按轨道面进动角速度分类

按轨道面进动角速度，可分为太阳同步轨道和非太阳同步轨道。其中，太阳同步轨道为卫星轨道面绕地球自转轴进动的角速度和太阳在黄道上运动的平均角速度（即地球绕太阳公转的平均角速度）方向相同、大小相等的轨道（图 6－5），即满足条件 $\dot{\Omega}=0.985\,6(^\circ)/\mathrm{d}$ 的轨道。据此，凡不满足条件 $\dot{\Omega}=0.985\,6\ (^\circ)/\mathrm{d}$ 的轨道称为非太阳同步轨道。

太阳同步轨道只能是逆行轨道。圆形太阳同步轨道的轨道半径 r（$r=R+h$，R 为地球平均半径，h 为轨道高度）与轨道倾角 i_0 的关系为

$$\cos i_0 = -0.098\,56\left(\frac{r}{R_1}\right)^{3.5} \tag{6-11}$$

低高度圆形太阳同步轨道近似为极轨道。由于 $\cos i_0$ 的最小值为 -1，故圆形太阳同步轨道的高度不超过 6 000 km。

沿太阳同步轨道运行的卫星在升段（或降段）经过同一纬度上

空的当地时间（基本）相同。例如，卫星在某圈升段经过北纬 30° 上空的当地时间是上午 9 时，则以后每圈升段经过该纬度上空的当地时间都近似为上午 9 时（图 6－6）。利用太阳同步轨道卫星的这个特点，可以选择适当的发射时间，使卫星经过一些地区上空时，在这些地区有比较好的光照条件，有利于对地面目标进行可见光观测。太阳同步轨道是对地观测卫星常采用的轨道。

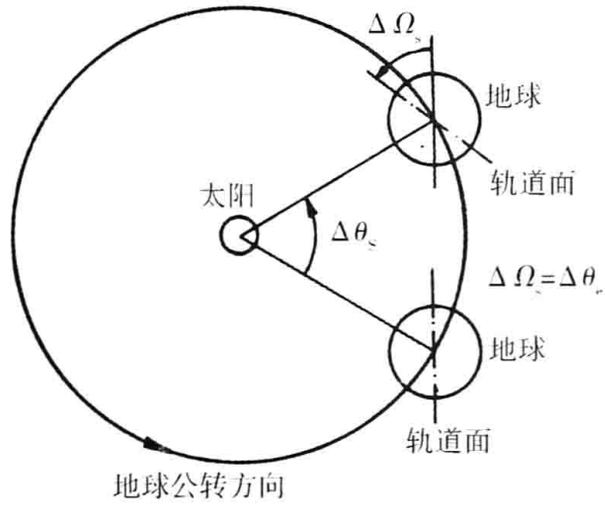


图 6－5　太阳同步轨道

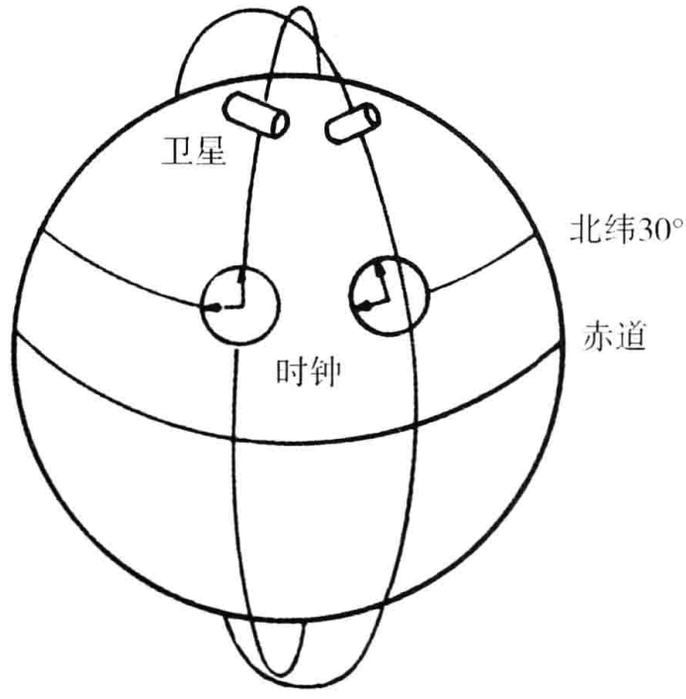


图 6－6　太阳同步轨道卫星的特点

（5）按星下点轨迹的循环性分类

按星下点轨迹的循环性（或重复性），可分为回归轨道、准回归轨道（这两者本书统称为复现轨道）和非回归轨道。

回归轨道为星下点轨迹逐日重复的轨道。

准回归轨道为星下点轨迹间隔 D（正整数）日重复的轨道，当 $D=1$ 时就是回归轨道。

非回归轨道为星下点轨迹无周期性重复的轨道。

①不考虑轨道摄动时的复现条件

在不考虑轨道摄动时，卫星轨道周期为 T_0(s)，地球自转周期为 1 d，若这两个周期存在下列关系

$$\frac{1}{T_0}=\frac{N}{D} \tag{6-12}$$

（其中 D 和 N 为互质的正整数），则星下点轨迹将以一定的规律进行重复。考虑到由于地球自转使升交点逐圈西移 $\omega_e T_0$（°），式（6-12）又可写成

$$360D=\omega_e T_0 N \tag{6-13}$$

由于 N 和 D 为互质数，所以 N 和 D 分别为实现星下点轨迹重复所需的最小圈数和日数，分别称为复现圈数和复现周期。

②考虑地球形状摄动时的复现条件

当考虑地球形状摄动时，升交点除因地球自转有一个大小为 ω_e 的西移角速度外，还有轨道面进动产生的角速度，即升交点每圈西移（$\omega_e-\dot{\Omega}$）T，其中：T 为升交点周期（图 6-7）。在这种情况下，复现轨道的条件由式（6-13）变为

$$360D=(\omega_e-\dot{\Omega})TN \tag{6-14}$$

根据摄动理论的研究结果，对圆轨道，T 与 T_0 的关系近似为

$$T=T_0\left\{1+1.5J_2\left(\frac{R_1}{a}\right)^2(3-2.5\sin^2 i_0)\right\} \tag{6-15}$$

式中 J_2——地球引力势函数的一阶带谐系数（$J_2=-1\ 082.63\times10^{-6}$）。

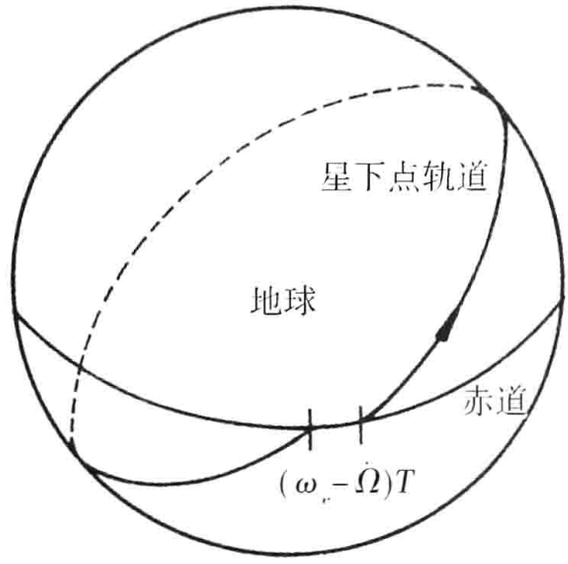


图 6-7 升交点西移情况

式（6-15）表明，$T<T_0$。在 $i_0\approx90°$，$h<1\ 000$ km 时，$T=(0.999\ 2\sim0.999\ 4)\ T_0$。

复现轨道中的回归轨道（$D=1$），卫星每天运行整数圈，星下点轨迹的重复性虽好，但相邻星下点轨迹的间隔大，为实现全球覆盖的要求，有效载荷的视场角要大，从而会影响其工作性能和效果。例如，一种对地观测卫星选用高度约 600 km 每天运行 15 圈的圆形回归轨道，则在赤道附近星下点轨迹间隔达到 2 670 km，与此相应的地面仰角最小值约 14°，所摄图像的分辨率和对比度将严重下降。与此相比，准回归轨道一天运行的圈数是某个整数加上（或减去）一个不可约分数，虽然星下点轨迹需隔 D（$D>1$）天才能重复，但相邻星下点轨迹的间隔较小，容易获得较满意的覆盖重叠率。例如，美国陆地卫星采用高度约 900 km 的近圆形太阳同步轨道，每天运行（14+1/17）圈，星下点轨迹每隔 17 天、239 圈重复一次，相邻星下点轨迹间隔不超过 168 km，取图像幅宽为 200 km，则在赤道上相邻两帧图像重叠 16 km，有利于对图像进行拼接和

修正。

（6）按轨道周期与地球自转周期的关系分类

轨道周期为卫星在轨道上绕地球运行一圈所需的时间。在两体问题中，用 T_0 表示。考虑地球形状摄动时，用节点周期（卫星星下点沿同一方向连续两次通过某纬度圈的时间间隔），如升交点周期 T 表示；或采用近点周期（卫星连续两次通过椭圆轨道近地点的时间间隔）。从式（6－6）和式（6－7）可见，对顺行轨道，当 $i_0<63.4°$ 时，近地点不断前移，而升交点位置不断西退，在这种情况下，T 不仅小于 T_0 也小于近点周期。

按轨道周期，可分为地球同步轨道、地球静止轨道、准地球静止轨道和非地球同步轨道。

地球同步轨道为卫星轨道周期和地球自转周期相等的顺行轨道。

地球静止轨道为卫星轨道倾角与偏心率均等于零或接近于零的地球同步轨道。

准地球静止轨道为卫星轨道周期和地球自转周期近似相等、卫星轨道倾角和偏心率等于零或接近于零的顺行轨道，通常称为准地球同步轨道。

非地球同步轨道为卫星轨道周期和地球自转周期不相等的轨道。

在不考虑轨道摄动时，地球同步轨道为回归轨道的一种特殊情况（$D=1$，$N=1$），沿此轨道运行的卫星每天在相同的时间通过相同地区的上空，在墨卡托投影地图（其特点为地球上不同纬度的纬线在地图上拉得与赤道纬线同样长，经线随纬度增加按对数规律变长）上绘制的星下点轨迹为一条封闭的曲线，其形状视偏心率的不同为正 8 字形（$e_0=0$）或斜 8 字形（$0<e_0<1$）。与此相反，非地球同步圆轨道卫星每圈星下点轨迹一般为一条类似正弦形的开放

曲线。

地球静止轨道为一条特殊的地球同步轨道（$e_0=0$，$i_0=0°$）。沿此轨道运行的卫星，其运行角速度与地球自转角速度大小相等、方向相同，卫星相对于地球处于静止状态，从地面看去，卫星高悬于赤道上空、固定不动。地球静止轨道只有一条，它距地面的高度为35 786 km，星下点轨迹退化成一点。

（7）按近地点幅角变化与否分类

从式（6-7）可见，当轨道倾角 $i_0=63.4°$ 或 $i_0=116.6°$ 时，近地点幅角的平均变化率 $\dot{\omega}$ 为零，即近地点幅角基本不变。上面这两个轨道倾角称为临界倾角，相应的轨道称为临界倾角轨道。轨道倾角与临界倾角相近的轨道称为近临界倾角轨道。

近地点幅角不变，相应的远地点幅角也就不变。采用偏心率大（$0.2<e_0<1$）的临界倾角轨道或近临界倾角轨道，可以使卫星长时间处于远地点附近。图6-8为在墨卡托投影地图上绘制的一种典型的临界倾角轨道一天的星下点轨迹，其轨道要素为 $a_0=54\ 000$ km（$T_0=12$ h），$e_0=0.75$，$i_0=63°$，$\omega_0=270°$，轨道近地点在南半球、距地面高度约600 km，轨道远地点在北半球、距地面高度约40 000 km，卫星长时间位于北纬高纬度地区上空。苏联的“闪电”通信卫星采用的就是这种临界倾角轨道。

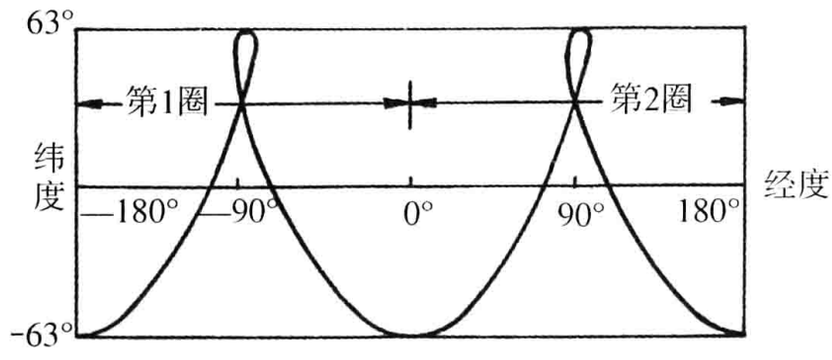


图6-8 典型临界倾角轨道的星下点轨迹

明确上述轨道分类及其特点，有助于卫星设计师按卫星的任务

选择轨道类型。对应用卫星来讲，最通常的是采用适应任务要求的具有某些特点的圆轨道。与圆轨道相比，椭圆轨道的高度和速度随时在改变，卫星对地面的覆盖不均匀，但远地点较高、速度较小，卫星在远地点附近飞行的时间较长，对解决某些特殊需求具有优点。表 6－1 给出可供应用卫星选用和相结合使用的特殊轨道。

表 6－1 常用的特殊轨道

轨　道	特　点	应用领域
地球静止轨道	位于赤道上空，卫星相对地球静止	通信，气象，导航
太阳同步轨道	轨道面相对太阳方位不变	地球资源，气象
临界倾角轨道	远地点/近地点幅角不变	高纬度地区通信、侦察
准回归轨道	星下点轨迹周期重复	观测目标动态变化
低或中高轨道	轨道高度低或中等	获取强或较强信息

6.3　卫星对地面的覆盖

迄今为止，遥感、通信和导航类应用卫星发射最多，这些卫星大多致力于在空间轨道上收集、传输信息和构成地标。信息以电磁波为载体，电磁波沿直线传播。卫星的有效载荷只能在其视场角的范围内才能收集或传输信息。为了完成各类应用卫星的特定任务，需要确定卫星沿空间轨道运行过程中，能在地球上多大的范围内进行电磁波信息的收集或传输，即需要确定出其对地面的覆盖。

6.3.1　卫星的地面覆盖区

假定地球为正球体，卫星对地垂直定向，有效载荷视场为圆锥形，其中心线对准地心、视场角（半锥角）为 β（°），则卫星在空间轨道上任一点对地面的覆盖（图 6－9）是以卫星 S 与地心 O_e 的连线为轴线、半径等于地球半径 R（取平均半径，约等于 6 371 km）、

球面角等于 $2d$ 的球帽区，其中，地心角 d（°）为卫星对地面的覆盖角。

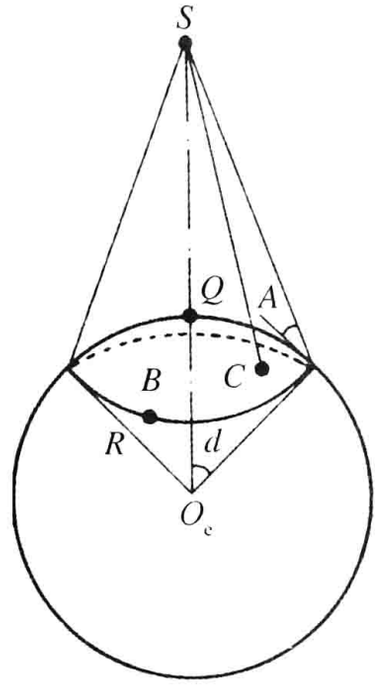


图 6-9 卫星的地面覆盖区

d 与 β 的关系由下式决定

$$d = \arccos(\sin\beta) - \arccos\left[\left(\frac{R+h}{R}\right)\sin\beta\right] \qquad (6-16)$$

式中 h——卫星的高度。

如规定地面最小观测角为 A（°），式（6-16）应改写为

$$d = \arccos\left(\frac{R\cos A}{R+h}\right) - A \qquad (6-17)$$

卫星地面覆盖区的面积为 $4\pi R^2 sin^2(d/2)$，即 1 颗卫星在某个特定时刻只能覆盖全球表面积的 $\sin^2(d/2) \times 100\%$。

记卫星 S 星下点 Q 的地心经度为 λ_s、地心纬度为 Φ_s，地面覆盖区内任一点 C 的地心经度为 λ_c、地心纬度为 Φ_c。这样，在地心直角坐标系 $O_e - x_1 y_1 z_1$ 内，S 的坐标（x_{1s}，y_{1s}，z_{1s}）和 C 的坐标（x_{1c}，y_{1c}，z_{1c}）分别为

$$\begin{cases} x_{1s} = (R+h)\cos\lambda_s\cos\Phi_s \\ y_{1s} = (R+h)\sin\lambda_s\cos\Phi_s \\ z_{1s} = (R+h)\sin\Phi_s \end{cases} \tag{6-18}$$

$$\begin{cases} x_{1c} = R\cos\lambda_c\cos\Phi_c \\ y_{1c} = R\sin\lambda_c\cos\Phi_c \\ z_{1c} = R\sin\Phi_c \end{cases} \tag{6-19}$$

卫星 S 与其地面覆盖区内任一点 C 的距离不大于卫星 S 与其地面覆盖区（球帽）底边上任一点 B 的距离。按此条件，卫星 S 对地面的覆盖区满足下列不等式

$$\cos\Phi_s\cos\Phi_c\cos(\lambda_s-\lambda_c)+\sin\Phi_s\sin\Phi_c \geqslant \cos d \tag{6-20}$$

卫星 S 对地面覆盖区的边界由下列方程描述

$$\cos\Phi_s\cos\Phi_b\cos(\lambda_s-\lambda_b)+\sin\Phi_s\sin\Phi_b = \cos d \tag{6-21}$$

式中　λ_b 和 Φ_b——分别代表地面覆盖区底边任一点 B 的地心经度和地心纬度。

6.3.2　卫星的地面覆盖带

卫星的地面覆盖区仅表示卫星在空间轨道上某一位置对地面的覆盖。卫星沿空间轨道运行对地面的覆盖情况由卫星的地面覆盖带来描述。为简便起见，下面仅对圆轨道进行讨论。

卫星沿圆轨道运动时，各时刻的覆盖角相同，即 d 不变。卫星沿轨道运行一圈，在垂直于星下点轨迹的两侧、地心角为 d 的范围内形成一条地面覆盖带。图 6-10 示意表示出在墨卡托投影地图上绘制的星下点轨迹和覆盖带外沿轨迹。

卫星的地面覆盖能力用地面覆盖带的纬度范围与地面覆盖带的宽度表征。地面覆盖带纬度的最大值和最小值决定卫星沿圆轨道运动可覆盖的纬度范围，地面覆盖带的宽度决定卫星沿圆轨道运动可覆盖星下点轨迹两侧的经度范围。

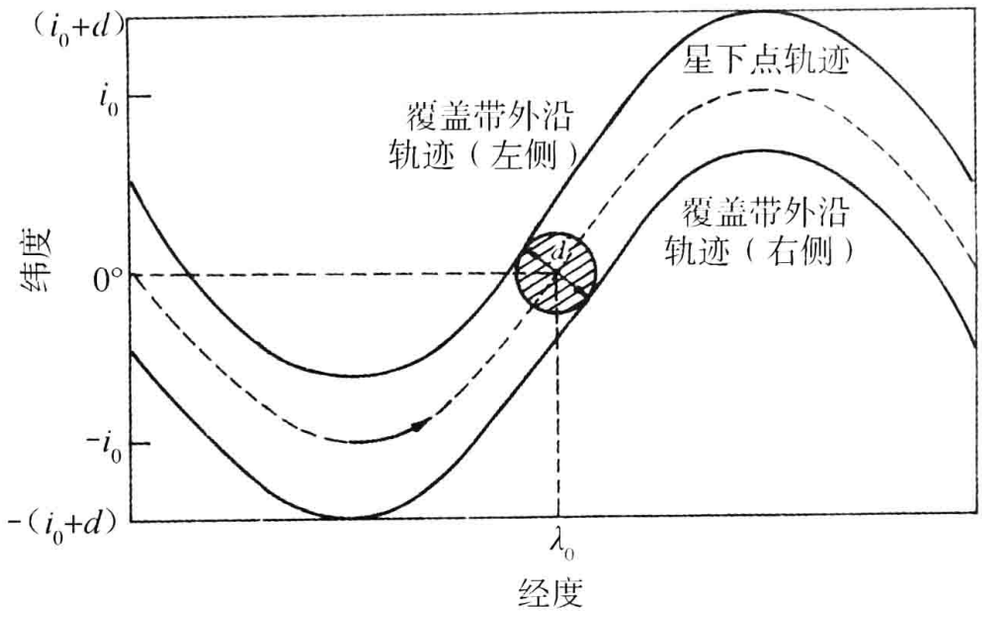


图 6－10　卫星地面覆盖带外沿轨迹

星下点轨迹及地面覆盖带虽然会受到地球自转和轨道摄动因素的影响，但这种影响对决定地面覆盖带纬度范围和宽度的关系不大，其短期效应不明显。在轨道设计决定卫星的地面覆盖能力时，可不考虑地球自转和轨道摄动因素。在此条件下，卫星沿圆轨道运行某圈的星下点地心经度 λ_s 和地心纬度 Φ_s 满足下列关系

$$\begin{cases} \cos\Phi_s\cos(\lambda_s-\lambda_0)=\cos\theta \\ \cos\Phi_s\sin(\lambda_s-\lambda_0)=\sin\theta\cos i_0 \\ \sin\Phi_s=\sin\theta\sin i_0 \end{cases} \tag{6-22}$$

式中有关符号说明参见式（6－4）和式（6－5）。

将式（6－22）代入式（6－21），就得到卫星沿圆轨道运行一圈由地面覆盖区边界构成的以角距 θ 为参数的平面曲线族

$$\cos\Phi_b[\cos(\lambda_b-\lambda_0)\cos\theta+\sin(\lambda_b-\lambda_0)\sin\theta\cos i_0]+\sin\Phi_b\sin\theta\sin i_0=\cos d \tag{6-23}$$

由微分几何学可知，该连续可微的单参数平面曲线族的包络线——即卫星沿圆轨道运行一圈其地面覆盖带的外沿轨迹，由式（6－23）和式（6－23）对 θ 的偏导数方程，即式（6－24）

$$\cos\Phi_b[\cos(\lambda_b-\lambda_0)\sin\theta-\sin(\lambda_b-\lambda_0)\cos\theta\cos i_0]-$$
$$\sin\Phi_b\cos\theta\sin i_0=0 \tag{6-24}$$

联合求解确定，其最后的结果为

$$\begin{cases}\sin\Phi_b=\cos d\sin i_0\sin\theta\pm\sin d|\cos i_0|\\ \tan(\lambda_b-\lambda_0)=\cos i_0\tan\theta\pm(-\tan d\tan i_0|\cos i_0|\sec\theta)\end{cases} \tag{6-25}$$

式（6-25）为不计地球自转和轨道摄动因素时，卫星沿圆轨道运行一圈其地面覆盖带外沿轨迹的参数方程。式中±号，对顺行轨道，“+”号相应左侧覆盖带外沿轨迹、“−”号相应右侧覆盖带外沿轨迹（以星下点轨迹的方向为参考基准），对逆行轨道，“+”号、“−”号与左、右侧的对应关系，相反于顺行轨道。

卫星沿轨道运行只能覆盖到地面覆盖带之内的地区。地面覆盖带之外的地区不能为卫星覆盖，称为盲区。卫星地面覆盖带及其盲区可以较直观地用一系列正交圆弧表示经纬线的横断网显示出来。

从式（6-25）可见，当轨道倾角 $i_0=0°$时，卫星地面覆盖带左、右侧外沿轨迹分别为地心纬度为 d 的纬线和地心纬度为 $-d$ 的纬线，盲区为地心纬度绝对值大于 d 的地区（图 6-11）。轨道倾角代表轨道平面与赤道平面之间的夹角，是以赤道平面为基准来量度的角度。如果以轨道平面作基准，则相对该参考平面而言的轨道倾角就为 0°。据此，只要把横断网中 $i_0=0°$的地面覆盖带的图形绕中心旋转 i_0，就得到轨道倾角为 i_0时的地面覆盖情况（图 6-12）。从图 6-12 可见：盲区可分为左、右两个，d 愈小盲区愈大；当 $\sin d>\sin i_0$ 时，左、右盲区位于不同的半球（北半球和南半球）；当 $\sin d<\sin i_0$ 时，左、右盲区均跨越赤道面；当 $\sin d=\sin i_0$ 时，左、右盲区与赤道面相切。

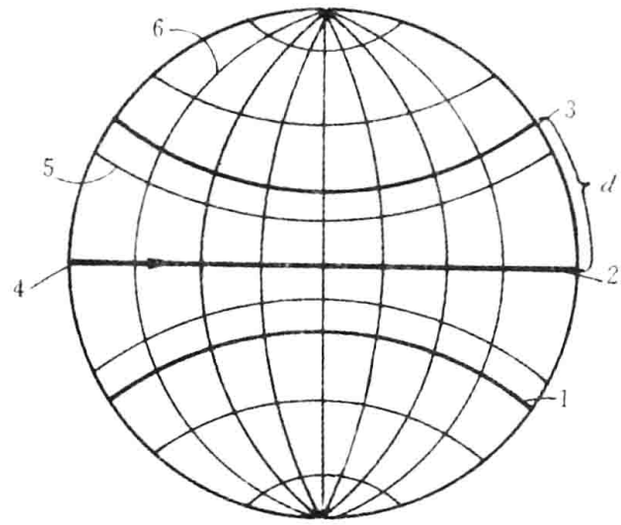


图 6-11 横断网中覆盖带外沿轨迹（$i_0=0°$）

1—右侧覆盖带外沿轨迹；2—星下点轨迹；
3—左侧覆盖带外沿轨迹；4—赤道；5—纬度线；6—经度线

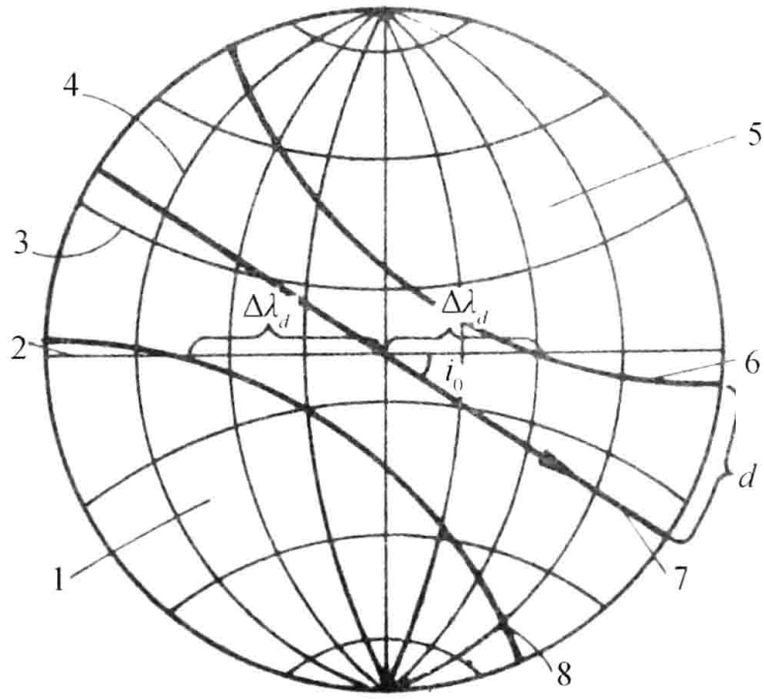


图 6-12 横断网中覆盖带外沿轨迹（$i_0\neq 0°$）

1—右盲区；2—赤道；3—纬度线；4—经度线；5—左盲区；
6—左侧覆盖带外沿轨迹；7—星下点轨迹；8—右侧覆盖带外沿轨迹

从横断网中的图形及式（6-25）的第一式可知，卫星沿圆轨道运行一圈其地面覆盖带的纬度范围为

$$\begin{cases} -90^\circ \leqslant \Phi_c \leqslant 90^\circ \ (i_0 \leqslant 90^\circ, i_0 + d > 90^\circ \text{ 或 } i_0 > 90^\circ, i_0 - d < 90^\circ) \\ -(i_0 + d) \leqslant \Phi_c \leqslant (i_0 + d) \ (i_0 + d \leqslant 90^\circ) \\ -(180^\circ - i_0 + d) \leqslant \Phi_c \leqslant (180^\circ - i_0 + d) \ (i_0 - d \geqslant 90^\circ) \end{cases} \tag{6-26}$$

在 $\sin d \leqslant \sin i_0$ 时，左、右侧地面覆盖带外沿轨迹与赤道相交（或相切）。对这种情况，根据从式（6－23）和式（6－24）求出的地面覆盖带外沿轨迹的隐函数方程

$$\cos^2 \Phi_b [\cos^2 i_0 - \sin^2 (\lambda_b - \lambda_0) \sin^2 i_0] +$$
$$2 \sin \Phi_b \cos \Phi_b \sin (\lambda_b - \lambda_0) \sin i_0 \cos i_0 = \cos^2 d - \sin^2 i_0 \tag{6-27}$$

可以得到地面覆盖带在赤道上的宽度 $\Delta\lambda_d$（图 6－12）为

$$\Delta\lambda_d = \arcsin (\sin d / \sin i_0) \tag{6-28}$$

当 d 相对于 i_0 为小量时，式（6－26）可近似写成

$$\begin{cases} -i_0 \leqslant \Phi_c \leqslant i_0 (i_0 \leqslant 90^\circ) \\ -(180^\circ - i_0) \leqslant \Phi_c \leqslant (180^\circ - i_0) \ (i_0 > 90^\circ) \end{cases} \tag{6-29}$$

即可近似地认为星下点轨迹的纬度范围为地面覆盖带的纬度范围。

在 d 和 $(\sin d / \sin i_0)$ 为小量时，式（6－28）可近似写成

$$\Delta\lambda_d = d / \sin i_0 \tag{6-30}$$

在 $\sin d \leqslant \sin i_0$、且 i_0 接近 90°时，$\Delta\lambda_d$ 为地面覆盖带最小宽度的近似值，即说明圆轨道卫星至少能覆盖星下点轨迹两侧经度各为 $\Delta\lambda_d$ 地区。在 $\sin d > \sin i_0$ 时，左、右盲区分别位于北半球和南半球，有关地面覆盖带的宽度已失去意义。

求得了卫星沿圆轨道某圈运行的地面覆盖带后，再计及升交点经度 λ_0 的每圈改变量 $-(\omega_e - \dot{\Omega})T$，则卫星沿圆轨道运行的不同圈可以覆盖地球上不同的地区。对 $\sin d < \sin i_0$ 的情况，当相邻圈的覆盖带在赤道上彼此衔接、不出现空隙时，就复现轨道而言，在其复现周期 D 日、复现圈数 N 圈内，卫星可以在地面覆盖带的纬度范围内完成东、西方向上的全球覆盖，且具有一定的重叠率（图 6－13）。

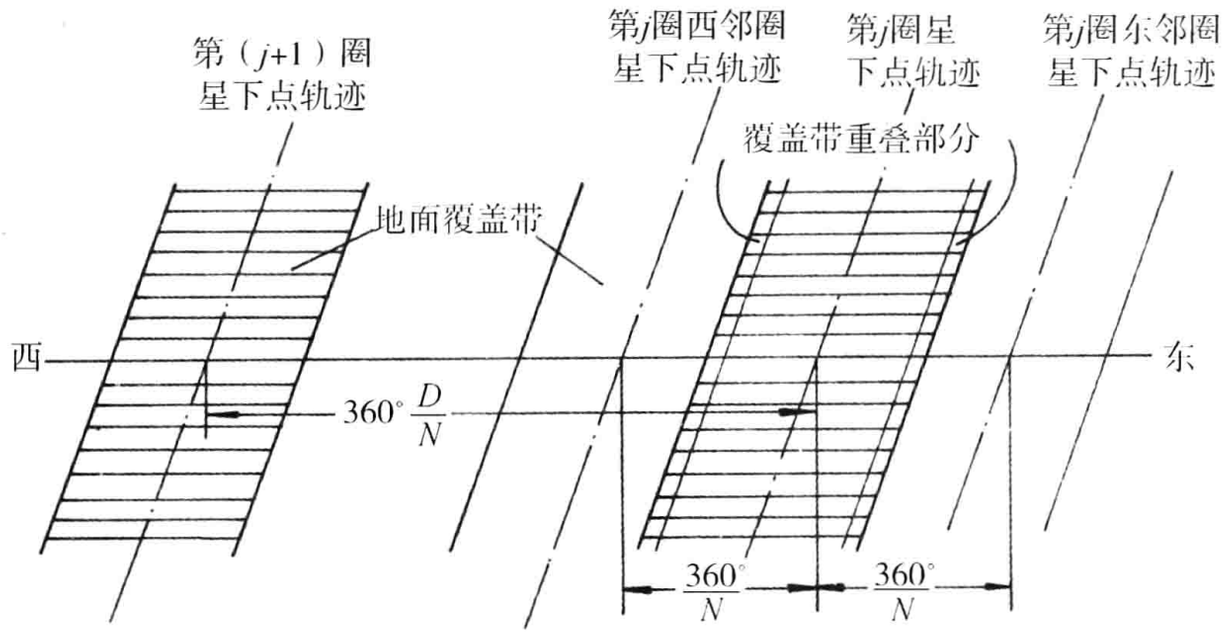


图 6－13　复现轨道在赤道附近对地球的覆盖（$\sin d < \sin i_0$）

6.3.3　同轨等距卫星星座的地面覆盖带

用单颗卫星采取复现轨道对地面进行覆盖时，对地面覆盖带纬度范围内的某一地面目标，在复现周期 D 日内只有一段很短的时间能被该卫星覆盖。这就是说，用单颗卫星对地面进行覆盖的时、空性能差。利用多颗卫星组成同轨等距卫星星座（或称为卫星环）可以改善对地面目标覆盖的性能。为简便起见，下面仍以圆轨道进行讨论。

在倾角为 i_0、高度为 h 的圆轨道上等间隔地放置 K 颗卫星（S_1，S_2，…，S_k），这 K 颗卫星就形成了一个同轨等距卫星星座。该星座中每颗卫星的高度相同、性能相同，它们的地面覆盖角 d 也就相等。当该星座中卫星的个数 $K > 180°/d$ 时，相邻卫星的地面覆盖区就有相互重叠的部分。令 d_r 为同轨等距卫星星座中相邻卫星地面覆盖区重叠部分的角距，它称为该星座的覆盖角。d_r 与 d 和 K 的关系可由球面直角三角形余弦公式求出（参见图 6－14）

$$d_r = \arccos\left[\cos d / \cos\frac{180°}{K}\right] \tag{6-31}$$

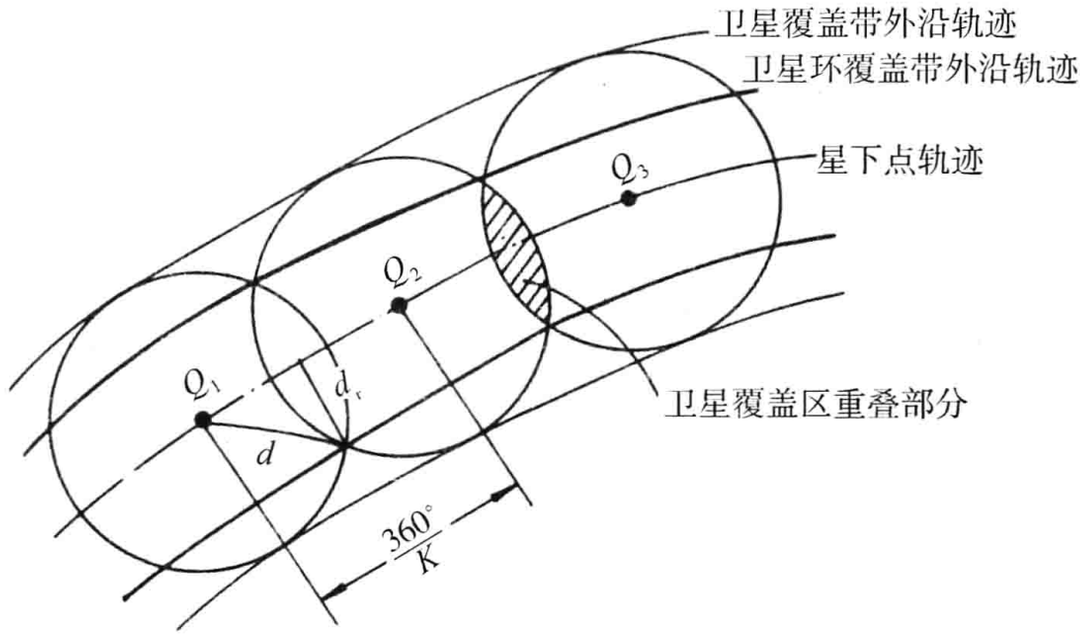


图 6－14　同轨等距卫星星座覆盖角和覆盖带

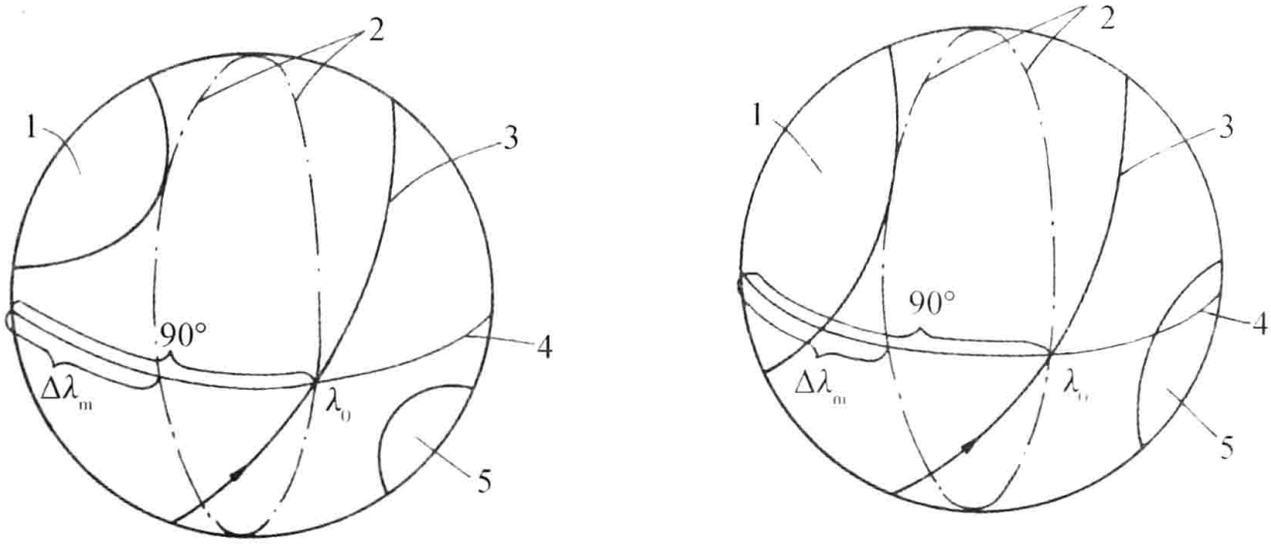
这样，同轨等距卫星星座上各卫星沿同一圆轨道运行，就在星下点两侧形成了一个宽度为d_r的地面覆盖带。这个覆盖带称为该卫星星座的地面覆盖带。在不考虑地球自转和轨道摄动因素时，位于该卫星星座地面覆盖带内的地区在任何时刻都可为星座内的 1 颗卫星，有时甚至可为 2 颗卫星所覆盖。在这种情况下，只要将卫星地面覆盖带外沿轨迹方程——式（6－25）中的 d 代之以d_r，就得到同轨等距卫星星座地面覆盖带外沿轨迹的方程

$$\begin{cases}\sin \Phi_r = \cos d_r \sin i_0 \sin \theta \pm \sin d_r |\cos i_0| \\ \tan(\lambda_r - \lambda_0) = \cos i_0 \tan \theta \pm (-\tan d_r \tan i_0 |\cos i_0| \sec \theta)\end{cases} \tag{6-32}$$

式中　Φ_r，λ_r——分别为同轨等距卫星星座地面覆盖带外沿轨迹的地心纬度和地心经度，“±”号与左、右侧外沿轨迹的对应关系与式（6－25）的说明相同。

同轨等距卫星星座地面覆盖带之外的地区称为该星座的盲区。盲区可分为左右两块。当 $\sin d_r > \sin i_0$ 时，左、右盲区位于不同的

半球；当 $\sin d_r < \sin i_0$ 时，左、右盲区均跨越赤道；当 $\sin d_r = \sin i_0$ 时，左、右盲区与赤道相切。图 6－15 给出 $i_0 < 90°$ 时左、右盲区在地球上的分布情况。



（a）$d_r > i_0$　　（b）$d_r > i_0$

图 6－15　同轨等距卫星星座的盲区（$i_0 < 90°$）

1—左盲区；2—经度圈；3—星下点轨迹；4—赤道；5—右盲区

考虑到涉及同轨等距卫星星座的工程问题一般均采用非逆行轨道，对此情况有：

在 $i_0 \leqslant 90°$，$(i_0 + d_r) > 90°$ 时，盲区不包括南极、北极；如 $i_0 \leqslant d_r$，则左、右盲区均不跨越赤道；如上述两条件均成立，即 $(90° - d_r) < i_0 \leqslant d_r$，则盲区不包括两极又不跨越赤道。

在 $i_0 \leqslant 90°$，$(i_0 + d_r) > 90°$ 时，利用式（6－32）求出同轨等距卫星星座地面覆盖带外沿轨迹 Φ_r，λ_r 的极值，可得该星座左、右盲区的纬度 Φ_m 范围、经度 λ_m 范围如下。

左盲区：

$$\begin{cases} (d_r - i_0) < \Phi_m < [180° - (i_0 + d_r)] \\ (\lambda_0 - 90° - \Delta\lambda_m) < \lambda_m < (i_0 - 90° + \Delta\lambda_m) \end{cases} \tag{6-33}$$

右盲区

$$\begin{cases}[(i_0+d_r)-180^\circ]<\Phi_m<(i_0-d_r)\\(\lambda_0+90^\circ-\Delta\lambda_m)<\lambda_m<(\lambda_0+90^\circ+\Delta\lambda_m)\end{cases}\tag{6-34}$$

式中 $\Delta\lambda_m$ 由下式决定

$$\Delta\lambda_m=\arcsin\left(\frac{\cos d_r}{\sin i_0}\right)\tag{6-35}$$

确定同轨等距卫星星座的盲区对了解该星座对地面的覆盖特性有重要作用。由于地球在不停地自转以及轨道面的进动不影响左、右盲区的纬度范围和所占的经度宽度 $2\Delta\lambda_m$。因此，盲区所占纬度范围之外的地面目标，永远不会进入盲区，任何时刻都能为该卫星星座所覆盖；而在盲区所占纬度范围之内的地面目标，一日之内总有一段或长或短的时间处于盲区之内，而不能为该卫星星座所覆盖。这就是说，同轨等距或卫星环式的卫星星座对地面的覆盖虽然比单颗卫星前进了一大步，可以在一日内对全球任何地区［对 $i_0\leqslant 90^\circ$，要求（i_0+d_r）$>90^\circ$］进行覆盖，但尚不能保证在一日之内的任何时刻对全球任何地区覆盖。

6.4　卫星轨道和一般星座设计的基本方法

在 6.1 节中提到，卫星轨道和星座设计的基本方法是建立和确定功能属性任务指标要求与轨道要素、卫星数量的关系。本节将通过两个例子，对卫星轨道和一般星座设计作进一步阐述。

6.4.1　对全球覆盖的准回归、太阳同步、低高度圆轨道的确定

对全球进行观测的气象、地球资源、侦察等对地观测卫星，常采用准回归、太阳同步、低高度（$h<1\,000$ km）的近圆轨道。在这种圆轨道的 6 个轨道要素中，轨道偏心率 e_0 已取为零值，近地点幅角 ω_0 已无意义，轨道升交点赤经 Ω_0 和过近地点的时刻 t_0 对决定地

面覆盖特性没有影响，轨道倾角 i_0 与轨道高度 h 按太阳同步轨道要求即式（6－11）相联系。由此，问题变成主要是选择轨道高度 h（或轨道半长轴 a）的问题。

轨道高度 h，从任务要求在复现周期 D（$D>1$）日内完成全球覆盖来讲，除了要保证星下点轨迹每隔 D 日能够重复外，还应使相邻圈的地面覆盖带在赤道上彼此衔接、并有一定的重叠率。当然，卫星沿轨道运行的自然寿命 D_L 应大于卫星的工作寿命 D_w。卫星高度 h 的取值还受到卫星有效载荷信号强度或图像的地面分辨率要求等因素的制约。

（1）轨道高度与全球覆盖的关系

地球每日自西向东旋转 360°，卫星每圈（圈的符号用 r 表示）运行升交点经度向西移动 $\Delta\lambda_{\omega_e+\dot{\Omega}}$。对太阳同步、低高度圆轨道而言，利用式（6－8）、式（6－11）和式（6－15）（取 $T=0.999\ 3T_0$），可得

$$\Delta\lambda_{\omega_e+\dot{\Omega}}=-\left[0.999\ 3\,\omega_e\,T_0-0.057\ 7\left(\frac{R+h}{R_1}\right)^{\frac{7}{2}}\right]\quad[(^\circ)/\mathrm{r}] \tag{6-36}$$

式中 ω_e——地球自转角速度的大小［0.004 178 1（°）/s］；

R——地球平均半径（6 371 km）；

R_1——地球赤道半径（6 378 km）；

h——轨道高度（km）；

T_0——轨道周期，按下式计算

$$T_0=2\pi\left[\frac{(R+h)^3}{\mu}\right]^{\frac{1}{2}} \tag{6-37}$$

式中 μ——地球引力常数，取值为 $3.986\times10^5\ \mathrm{km^3/s^2}$。

将式（6－37）及有关数据代入式（6－36），得

$$\Delta\lambda_{\omega_e+\dot{\Omega}}=-4.144\times10^5\,(R+h)^{\frac{7}{2}} \tag{6-38}$$

①星下点轨迹复现条件

由于要求在复现周期 D 日内完成全球覆盖，则从复现条件——

式（6－14）可见，若卫星每日的运行圈数 360（°）/｜$\Delta\lambda_{\omega_e+\dot{\Omega}}$｜等于（$n\pm j/D$），即下式

$$8.687\times10^6/(R+h)^{3/2}=n\pm j/D \tag{6-39}$$

成立，就可保证星下点轨迹每隔 D 日（$D>1$）能够重复。

式中　n——待选正整数；

j——与 D 互质的数，可在 1，2，…，（$D-1$）中选取。

相应的复现圈数

$$N=nD\pm j$$

式（6－39）表明，卫星每日运行 n 圈加或减（j/D）圈，就可保证星下点轨迹每隔 D 日重复。在轨道设计中，如选用 $j=1$，则相邻圈的星下点轨迹排列具有规律性，这是它的优点。在这种情况下，如果卫星每日运行（$n+1/D$）圈，则与第 m 圈星下点轨迹东邻的是第（$m+n$）圈的星下点轨迹。如果卫星每日运行（$n-1/D$）圈，则与第 m 圈星下点轨迹西邻的是第（$m+n$）圈的星下点轨迹。图 6－16 给出 $D=4$，$n=3$ 时星下点轨迹的两种排列作为上述情况的示例。

式（6－39）为从星下点轨迹复现要求导出的轨道高度 h 应满足的方程。一般来讲，若希望 h 在 280 km、570 km、900 km 附近时，可把 n 分别取为 16、15、14。

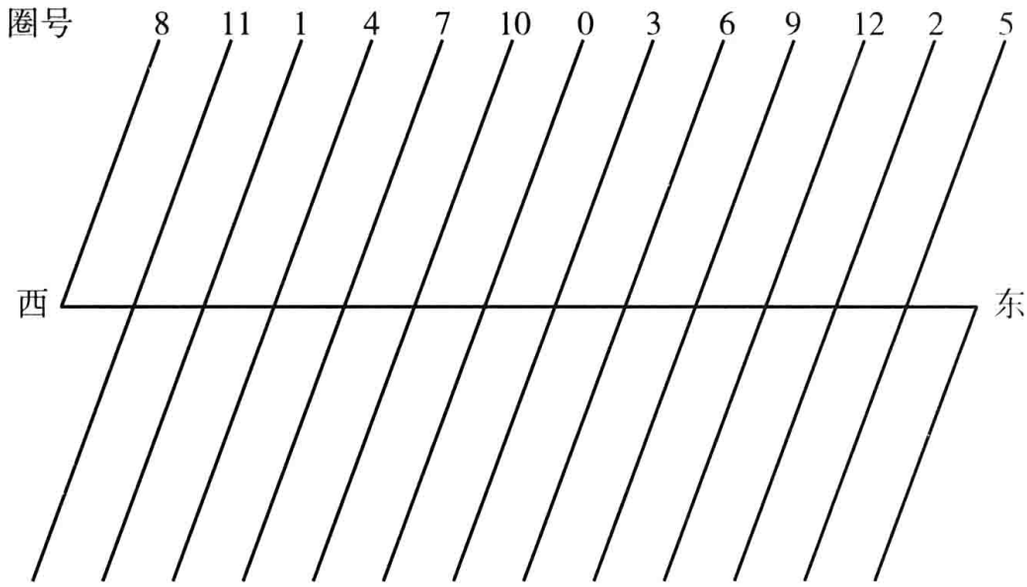
②地面覆盖带衔接条件

从相邻圈的地面覆盖带应在赤道上彼此衔接、并具有一定的重叠率要求出发，轨道高度 h 还需要满足另外的关系式。

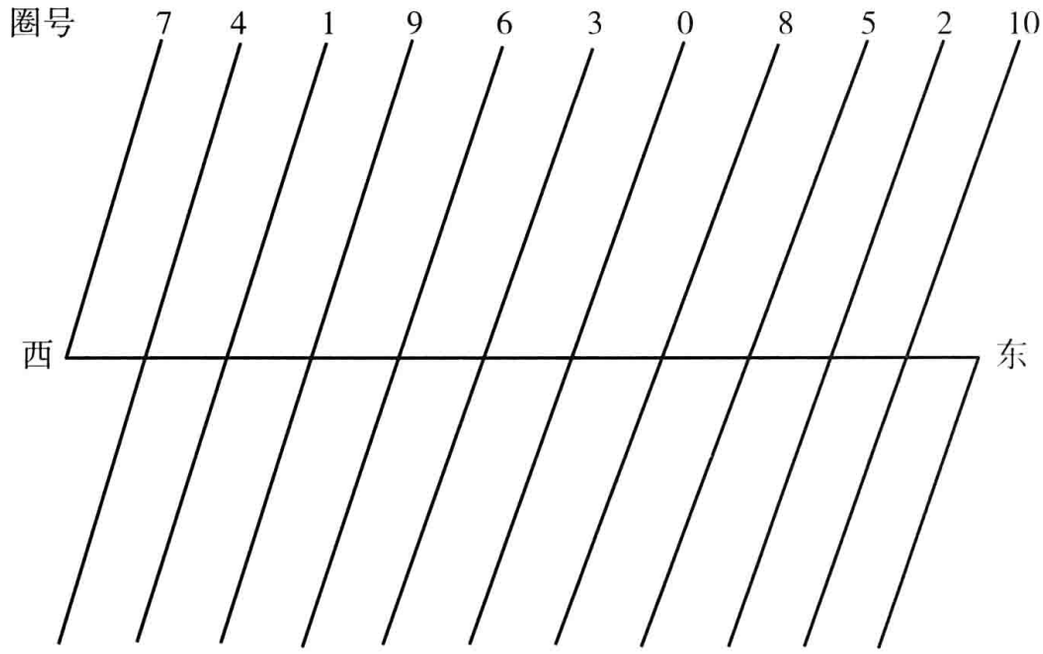
在把卫星轨道设计成每日飞行 $\left(n\pm\dfrac{j}{D}\right)$ 圈的条件下，相邻圈星下点轨迹的经度间隔 $\Delta\lambda_s$ 为

$$\Delta\lambda_s=\frac{360^\circ}{N}=\frac{360^\circ}{nD\pm j} \tag{6-40}$$

按式（6－30），并考虑到低高度太阳同步轨道近似为极地轨道



（a）D=4, n=3, N=13



（b）D=4, n=3, N=11

图 6－16　星下点轨迹排列示意图

($i_0 \approx 90°$)，则

$$\Delta\lambda_d = d \tag{6-41}$$

式中　d——卫星对地面的覆盖角。

d 取决于卫星轨道高度 h 和视场角 β（或最小观测角 A），按式（6－16）或式（6－17）计算。

这样，只有在

$$2\Delta\lambda_d > \Delta\lambda_s \tag{6-42}$$

时，相邻圈的地面覆盖带才能彼此衔接。利用式（6－40）和式（6－41），地面覆盖带的衔接条件——式（6－42）可写成

$$d > \frac{180^\circ}{nD \pm j} \tag{6-43}$$

在式（6－43）成立的条件下，根据图 6－17 表示的赤道上地面覆盖带在经度上的重叠情况，卫星将以经度方向上的最小重叠率 $\overline{\Delta\lambda}_{min} \times 100\%$ 在复现周期 D 日内，对全球进行一次完整的覆盖。其中

$$\overline{\Delta\lambda}_{min} = \frac{2\Delta\lambda_d - \Delta\lambda_s}{2\Delta\lambda_d} = 1 - \frac{180^\circ}{(nD \pm j)d} \tag{6-44}$$

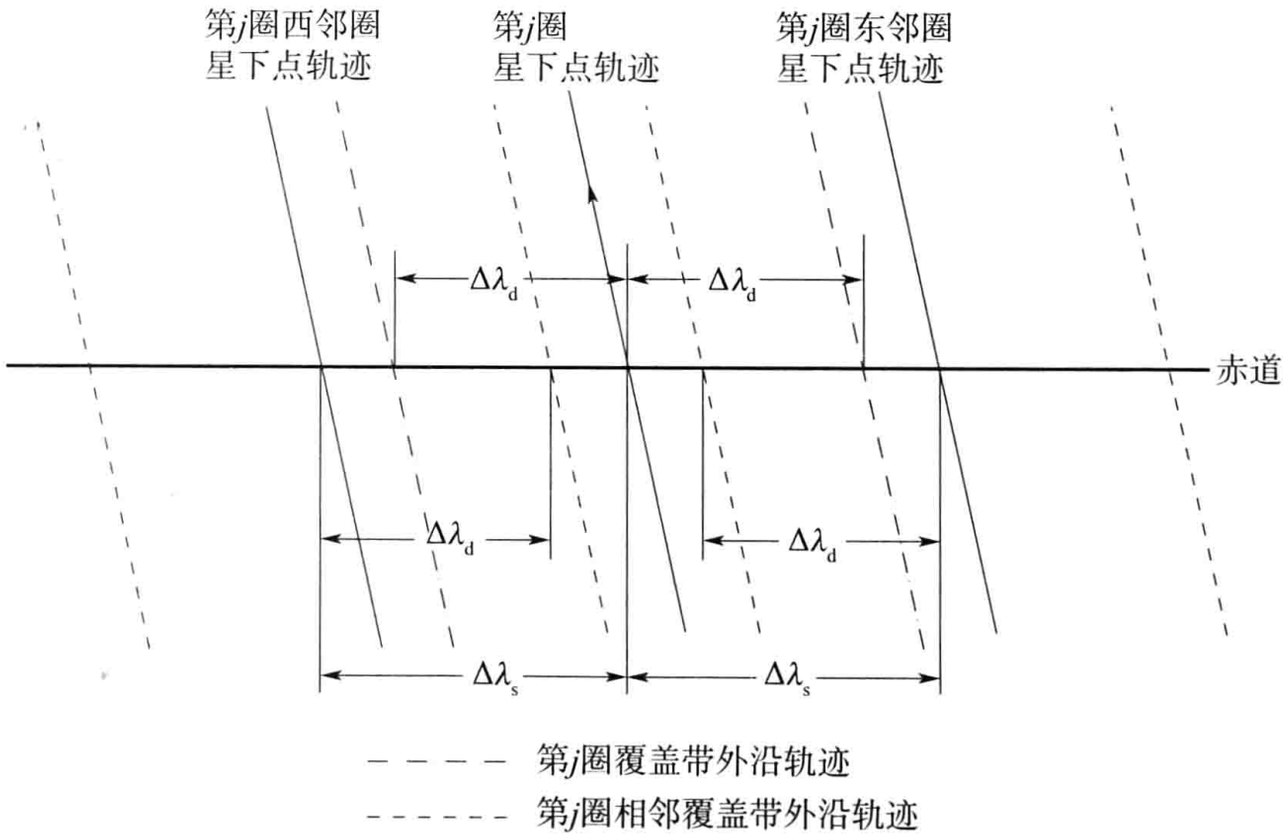


图 6－17　赤道上覆盖带在经度上的重叠关系

式（6－43）以及覆盖重叠率方面的要求（最小重叠率不小于重叠率指标）是决定轨道高度的制约条件。

（2）轨道高度与有效载荷信号强度或图像地面分辨率的关系

卫星高度越高，信号强度越弱，地面分辨率也越差，但覆盖面积越大。在胶片型卫星遥感相机对地垂直摄影的情况下，地面分辨率 r_g 与卫星轨道高度 h、相机的焦距 f、相机的摄影分辨率 r_f 之间的关系可根据图 6－18 直接得出

$$r_g = \frac{h}{f r_f} \tag{6-45}$$

式中 r_f——其物理意义为焦平面上感光胶片每毫米宽度内可分辨的黑、白线对数。

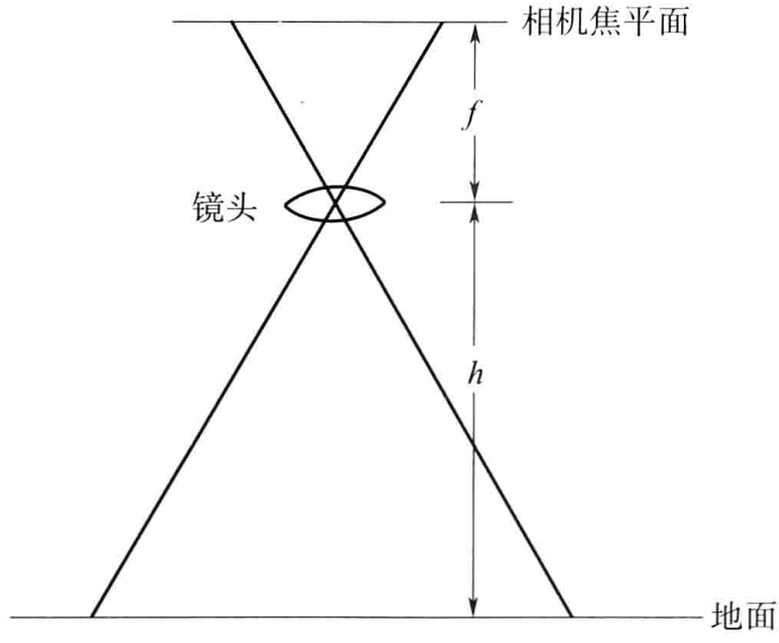


图 6－18 对地摄影的几何关系

r_f 数值愈小，地面分辨率愈优。为了达到或优于规定的地面分辨率指标，要求

$$h \leqslant f r_f r_g \tag{6-46}$$

（3）卫星轨道高度与卫星轨道自然寿命的关系

对圆轨道卫星，轨道自然寿命 D_L 取决于轨道高度 h、卫星的阻力面积与卫星质量的比值 $C_D S/M$ 以及大气密度随高度的变化规律，其数量关系有图表可查（如图 6－19）。图 6－19 中 C_D 为卫星的阻力系数，S 为计算阻力系数的参考面积，M 为卫星的质量。对同一种

卫星，h 愈高，D_L愈长。

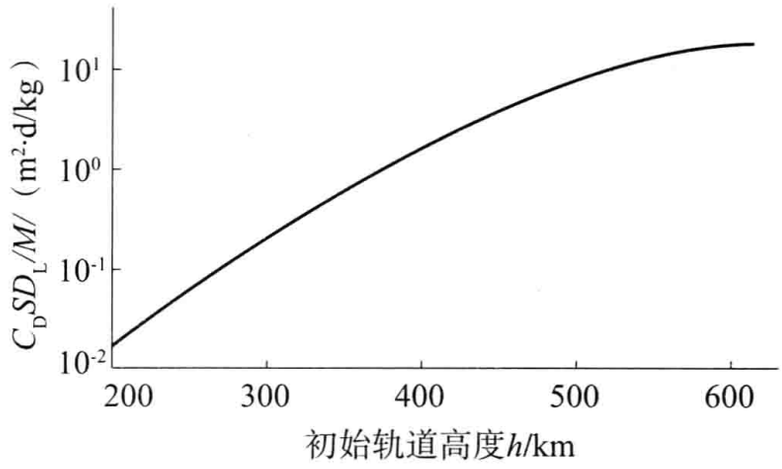


图 6－19　圆轨道卫星轨道寿命曲线（参考）

（4）确定轨道高度的步骤

根据卫星设计任务书中规定的复现周期 D、地面分辨率 r_g、覆盖重叠率$\overline{\Delta\lambda}$、工作寿命 D_w等指标以及所选用的有效载荷（遥感相机）的视场角 β、焦距 f、分辨率 r_f等性能参数，在卫星对地垂直摄影的条件下，准回归、太阳同步、低高度圆轨道高度 h 的确定步骤为：

1）由式（6－46），按 f，r_f 和 r_g 确定 h 的上限 h_{max}，并据此选择卫星每日运行圈数（$n \pm j/D$）中的整数 n。

2）由式（6－16），按 β 和 h_{max}求出卫星地面覆盖角 d 的上限 d_{max}。

3）由$\overline{\Delta\lambda}_{min} \geqslant \overline{\Delta\lambda}$的条件和式（6－44），按 D，n 和 d_{max}选择 j（小于 D 并与 D 互质的正整数）并决定其前面的符号（即取 $+j$ 还是 $-j$）。

4）由式（6－39），按 D，n，j 及其前面的符号，求出 h。

5）由所选择的 n，j 及其前面的符号和算出的 h，按式（6－46）、式（6－16）和式（6－44）、轨道寿命曲线分别校核地面分辨率 r_g、覆盖重叠率$\overline{\Delta\lambda}$、轨道寿命 D_L等要求是否满足。如果上述校核通过，则所算出的 h 为轨道高度的可行值。如果上述校核部分或

全部不通过，则需调整 n，j 重新计算，或提出修改卫星设计指标、遥感器性能指标的反要求。

上述确定对地观测卫星（遥感卫星）轨道高度的步骤示于图 6－20。

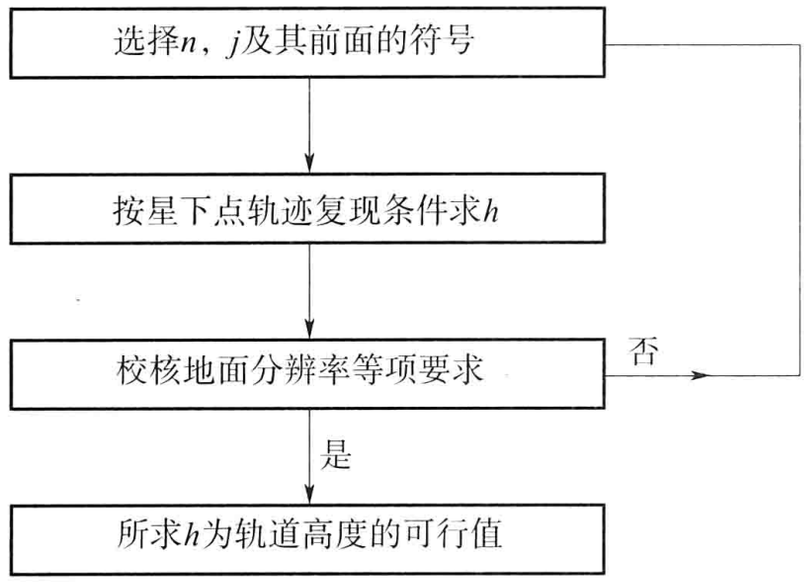


图 6－20　确定遥感卫星轨道高度的框图

例如，对中巴地球资源卫星，根据其设计指标和遥感器性能，可以求出与复现周期 $D=26$ 日相应的一条太阳同步、低高度圆轨道有关数据为：$n=14$，$j=9$，复现圈数 $N=26\times14+9=373$，$h=786$ km，$i_0=98.5°$（计算中取 $R=6\ 371$ km）。

6.4.2　空间基础设施轨道设计

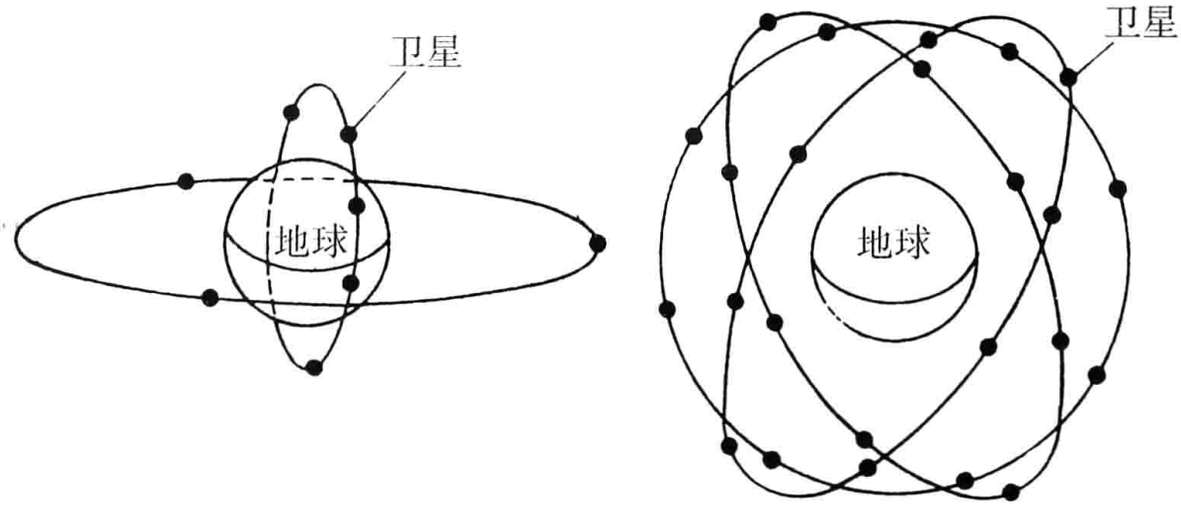
有不少空间基础设施要求任何时刻都覆盖全球或某一地区，也就是要求在全球或某一地区内天上下行和地上上行的信号在任何时刻都能保持畅通。例如通信类、导航类、环境监测类和战场作战侦监类等空间基础设施都有这样的要求。在赤道上空的地球静止轨道卫星，其覆盖区域固定不变。可以算出，一颗地球静止轨道卫星可以覆盖 1/3 以上的地球球面区域，三颗同轨（指均运行于地球静止轨道）等距的卫星星座就可以构成一个任何时候都覆盖全球（两极

地区或高纬度地区除外）的空间基础设施。其他轨道都需要在多条轨道上配置适当的星座才能构成任何时候都覆盖全球或某一地区的空间基础设施。

（1）两种组成方式

在任何时刻对全球或某一地区进行覆盖的空间基础设施一般有两种组成方式。

一种由几个倾角和高度分别不同的圆轨道同轨等距卫星星座组成。例如，由一个地球静止轨道同轨等距卫星星座与一个低高度极地圆轨道同轨等距卫星星座组成的星座或空间基础设施［参见图 6－21（a）］。



（a）地球静止轨道卫星星座+低高度极地圆轨道卫星星座　　（b）几个倾角和高度分别相同的圆轨道卫星星座

图 6－21　空间基础设施常用的两种组成方式

另一种方式由几个倾角和高度分别相同的圆轨道同轨等距卫星星座（各星座中卫星数也相等）组成，参见图 6－21（b）。这种方式能使各同轨等距卫星星座的轨道面相对于地球的转动速度一致，保证空间设施中的各颗卫星的相对位置也一定。这样，在整个星座或空间设施设计时，就可不考虑地球自转和轨道面进动的影响。这种方式比前一种方式更为常用。表 6－2 给出采用这种方式的国外几个空间基础设施的轨道参数，供参考。

表 6-2 国外几个空间基础设施的轨道参数

国家（公司）	美 国	俄罗斯	美国摩托罗拉公司
系统名称	导航星全球定位系统	全球卫星导航系统	卫星移动通信系统
系统代号	GPS	GLONASS	“铱”系统
卫星颗数	24	24	66
轨道/倾角/（°）	圆轨道/55	圆轨道/64.8	圆轨道/86.4
轨道平面数	6	3	6
轨道高度/km	20 182	19 130	785
用 途	全球定位	全球导航	全球移动通信

本书采用上述方式布置的空间设施，称为（P，K）/（h，i_0）型空间设施。其中，P 代表圆轨道同轨等距卫星星座的个数，也就是轨道面的数目，K 为每个同轨等距星座的卫星颗数，h 为轨道高度，i_0为轨道面倾角。

（2）（P，K）/（h，i_0）型空间设施轨道设计

（P，K）/（h，i_0）型空间设施指由高度 h 和倾角 i_0分别相同的 P 个圆轨道同轨等距卫星星座（每个星座中均有 K 颗卫星）组成的空间设施。从减小组成空间设施的卫星总颗数 $G=P\times K$ 和对地面进行有效的覆盖等角度来看，各相邻两圆轨道同轨等距卫星星座的升交点间隔应是相同的。

（P，K）/（h，i_0）型空间设施设计涉及确定 P，K 和 h，i_0 这 4 个参数，还涉及各圆轨道同轨等距卫星星座中卫星的布置方式。

①不考虑各圆轨道同轨等距卫星星座卫星相对位置关系的星座设计

根据对圆轨道同轨等距卫星星座的讨论，用于组成空间设施的每个圆轨道同轨等距卫星星座都存在盲区。这样，如果避开各圆轨道同轨等距卫星星座卫星的相对关系，只要各圆轨道同轨等距卫星星座的盲区互不重叠，则当地面目标处于某一个圆轨道同轨等距卫星星座的盲区之内时，它必然处于其他圆轨道同轨等距卫星星座的

盲区之外，从而地面目标至少可以为空间设施中的 1 颗卫星所覆盖。按此原则，可以用满足下述条件

$$\begin{cases} 1)(90^\circ - d_r) < i_0 \leqslant d_r \\ 2)\arcsin\left(\dfrac{\cos d_r}{\sin i_0}\right) \leqslant 180^\circ / P \\ 3)\text{各卫星环的升交点按盲区互不重叠的原则配置} \\ \quad \left(\text{一般采用等间距}\dfrac{360^\circ}{P}\right) \end{cases} \tag{6-47}$$

的 P 个倾角和高度均分别相等的圆轨道同轨等距卫星星座组成空间设施，来实现地面上任何一点在任何时刻至少为空间设施中（$P-1$）颗卫星覆盖的任务要求。

式（6-47）中的同轨等距卫星星座个数为已知量。在给定卫星的视场角 β（或最小观测角 A）的情况下，式（6-47）的第一个条件为组成空间设施的卫星的轨道高度 h、轨道倾角 i_0 和同轨等距星座中卫星颗数 K 应满足的关系式，用于保证各同轨等距卫星星座的盲区不包括两极地区以及保证各同轨等距卫星星座的左、右盲区分别位于北半球和南半球；式（6-47）的第二个条件是组成空间设施的卫星的上述参数应满足的又一个关系式，该条件与式（6-47）第三个条件一起用来保证满足式（6-47）的第一个条件的各同轨等距卫星星座的盲区互不重叠。自然，在选择轨道高度 h、轨道倾角 i_0 时，还应考虑运载器运载能力和发射场的限制。

利用式（6-31）将式（6-47）具体化为

$$\begin{cases} \arccos\left(\cos d / \cos\dfrac{180^\circ}{K}\right) > (90^\circ - i_0) \\ \arccos\left(\cos d / \cos\dfrac{180^\circ}{K}\right) \geqslant i_0 \\ \arcsin\left(\dfrac{\cos d}{\sin i_0 \cos\dfrac{180^\circ}{K}}\right) \leqslant \dfrac{180^\circ}{P} \end{cases} \tag{6-48}$$

式中的 d 按式（6－16）或式（6－17）计算，均布于各同轨等距卫星星座中的卫星颗数 K 应大于 $180°/d$。

式（6－48）与下式等价

$$\begin{cases} \cos d/\cos\dfrac{180°}{K} < \sin i_0 \\ \cos d/\cos\dfrac{180°}{K} \leqslant \cos i_0 \\ \cos d/\cos\dfrac{180°}{K} \leqslant \sin i_0 \sin\dfrac{180°}{P} \end{cases} \tag{6-49}$$

可见，式（6－49）中的第三个条件强化了第一个条件。

从表 6－2 列出的导航星空间基础设施（美国的全球定位系统，简称 GPS 系统）的相关数据，可以验证该系统在 $A \leqslant 3°$ 时满足式（6－49），即可保证全球任何地区在任何时刻均可为不小于 5 颗卫星覆盖。自然，这是没有考虑各同轨等距卫星星座卫星相对位置关系时得到的结果。

GPS 系统曾因经费问题一度改用 18 颗卫星组成星座的方案。18 颗卫星分布在 6 个等间隔的轨道面上，组成空间设施。图 6－22 给出了此情况下该空间设施系统中卫星分布的示意图。由图 6－22 可见，每个轨道面中有 3 颗卫星，相邻两卫星间隔为 120°；相邻轨道面的邻近卫星的相位差 40°，即任一卫星较其东面相邻轨道面的最近卫星向北沿其轨道超前 40°。这样的卫星分布，除个别地区在不长的时间外，可保证全球任何地区在任何时刻都可同时观测 4 颗以上的卫星。这个例子说明，通过合理配置各同轨等距卫星星座卫星的相对位置，可以在一定程度上缓解各同轨等距卫星星座盲区有所重叠的问题，有利于减小组成空间基础设施的卫星数量。

②考虑各圆轨道同轨等距卫星星座卫星相对位置关系的星座设计

这种情况比较复杂，下面仅针对一种特殊情况进行讨论。

假设用于组成空间设施的各圆轨道同轨等距卫星星座的轨道倾

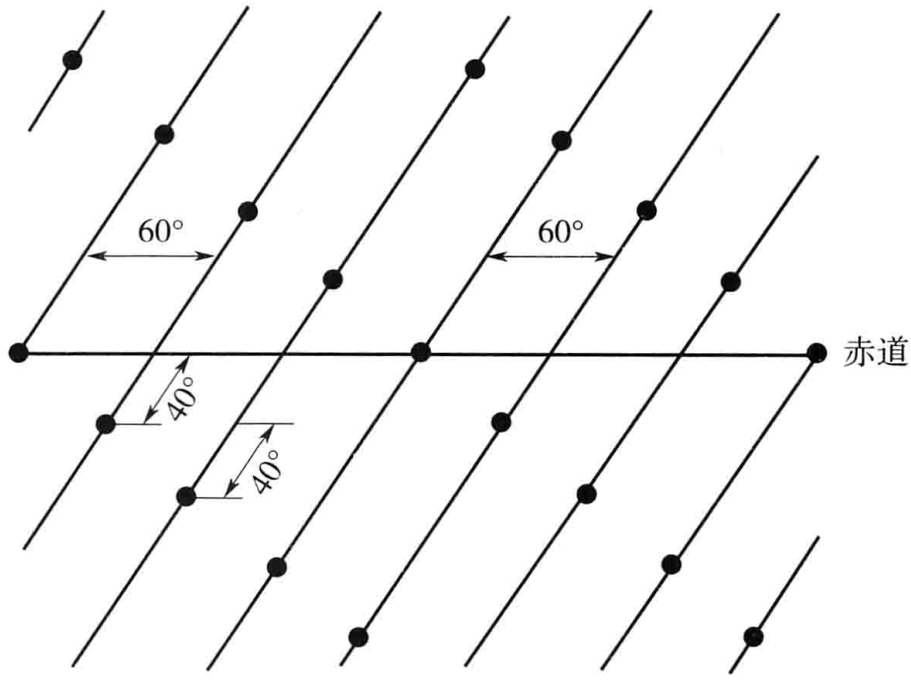


图 6－22　GPS 系统曾一度采用的卫星分布图

角 $i_0=90°$，任务要求全球任何地区在任何时刻都可以为空间设施中的 1 颗卫星覆盖。

在这种情况下，各圆轨道同轨等距卫星星座的左、右盲区均跨越赤道面，各此类卫星星座的左、右盲区相对于各自的轨道面互为对称，各盲区又相对于赤道面对称。从另一个角度讲，各同轨等距卫星星座的地面覆盖带相对于各自的轨道面和赤道面对称，各同轨等距卫星星座的地面覆盖带的宽度在赤道上达到最小值 d_r，且各此类卫星星座的地面覆盖带与赤道相交两次、在赤道上所占的总经度范围为 $4\,d_r$。

因此，如果不考虑各圆轨道同轨等距卫星星座卫星相对位置关系，只要各此类卫星星座的地面覆盖带在赤道上彼此衔接，即下列条件成立

$$\begin{cases} d_r \geqslant 90°/P \\ \text{各卫星环的升交点采用等间距 } 180°/P \text{ 配置} \end{cases} \tag{6-50}$$

即可实现任务要求。

利用式（6－31），可以将式（6－50）改写成

$$\left|\cos d/\cos\frac{180^\circ}{K}\right|\leqslant\cos\frac{90^\circ}{P} \tag{6-51}$$

按式（6－50）或式（6－51）配置的空间设施，从卫星颗数来讲偏于保守。注意到各圆轨道同轨等距卫星星座中的 K 颗卫星成等间距分布、各卫星的运行速度相等，因此各此类星座中卫星的相对位置关系可以用它们在赤道附近的情况予以表示（参见图 6－23）。

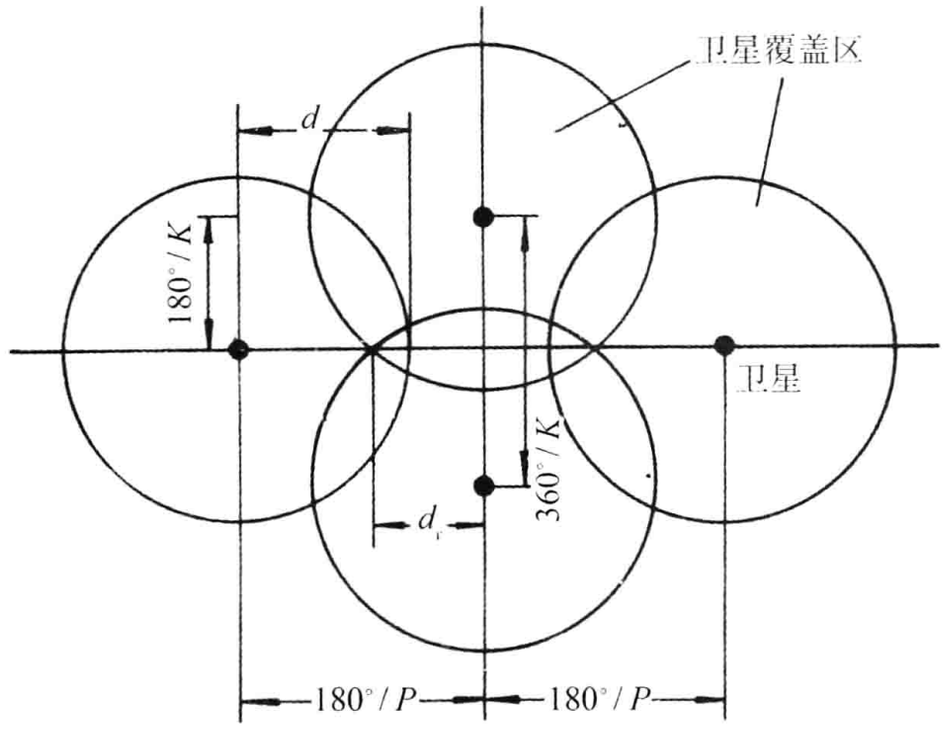


图 6－23　赤道附近卫星的相对位置关系

从图 6－23 可见，如果将相邻轨道面的邻近卫星的相位差取为 $180^\circ/K$，只要下列条件成立

$$\begin{cases}(d+d_r)\geqslant 180^\circ/P\\ \text{各卫星环的升交点采用等间距 } 180^\circ/P \text{ 配置}\end{cases} \tag{6-52}$$

即可实现任务要求。

上述对 $i_0=90^\circ$ 的结果，可近似用于 i_0 接近于 90° 的情况。

从表 6－2 列出的用于全球移动通信任务的美国的铱系统空间基础设施数据，可以验证用 66 颗卫星就能满足式（6－52），即可保证

全球任何地区在任何时刻至少为 1 颗卫星覆盖。铱系统由于采用极地轨道，其在高纬度地区（特别在极地）重叠覆盖十分严重。其他一些拟用于全球移动通信的系统采用的就不是极地轨道，对它们同样也需考虑各同轨等距卫星星座中各卫星相对关系的问题。

决定出组成空间设施的同轨等距卫星星座的个数 P 和各此类星座中的卫星颗数 K，则空间设施所需的卫星总颗数 G 就为

$$G = PK \tag{6-53}$$

（3）空间设施实施的要求

建立空间设施需分批多次发射，而且只有把多颗卫星安置在合适的位置才能正常、有效地工作。为此，卫星设计师需要规划如何分阶段配置空间设施中的各卫星，使它们一旦入轨即能发挥作用，并随空间设施的逐步完整，使其功能得到充分发挥。例如，要求按式（6－47）配置 4 个同轨等距卫星星座组成的空间设施（参见图 6－24），那么就可以先设置 2 个升交点相互间隔 180°的星座Ⅰ，Ⅱ，使地球上任何地区在任何时刻至少为这 2 个同轨等距卫星星座中的

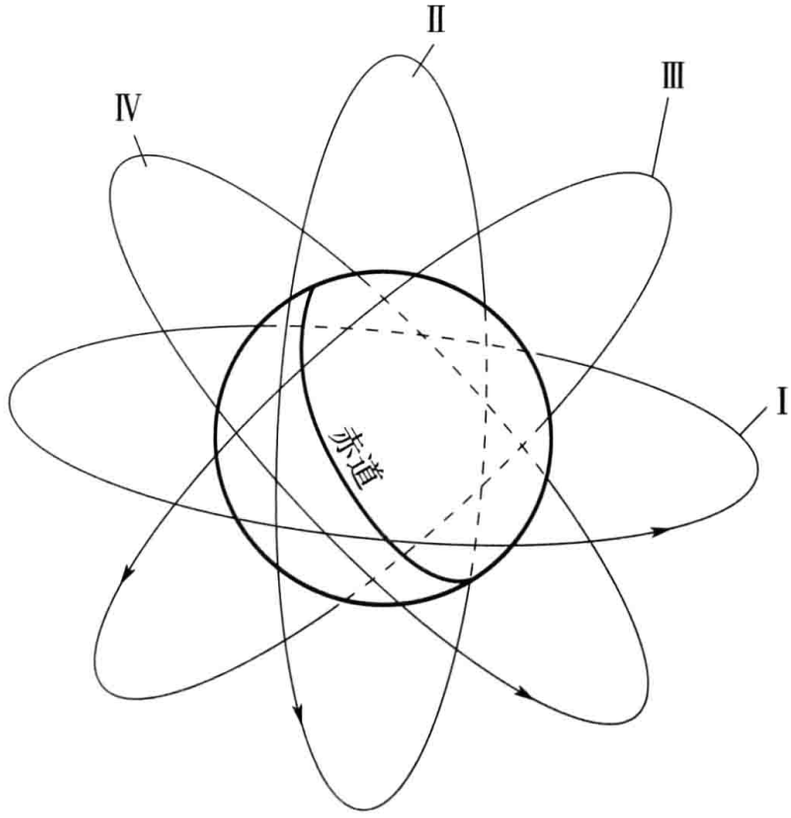


图 6－24　空间设施分阶段配置示例

1 颗卫星覆盖；而后，再在这 2 个同轨等距卫星星座的中间配置第三个同轨等距卫星星座Ⅲ，使地球上任何地区在任何时刻至少为这 3 个同轨等距卫星星座中的 2 颗卫星覆盖；最后，再配置第四个同轨等距卫星星座Ⅳ，全面实现预定的任务要求。

（4）中国导航类空间设施建设的实施情况

中国在 21 世纪初期建立了满足国内及周边地区导航要求的北斗 1 号双星定位系统（该系统由经度相距 60°的 2 颗地球静止轨道卫星加上一个对时间进行统一管理和配备数字高程图的地面中心站组成）后，于 2007 年开始建设全部凭借卫星进行定位的北斗 2 号（或称北斗号）导航卫星系统（Bei Dou - 2 Navigation Satellite System，缩写为 BD - 2S）。按国家计划，BD - 2S 的建设分两步实施：第一步建设一个服务区为国内及周边地区（北纬 5°～55°，东经 70°～140°）的区域卫星导航系统，第二步建成一个高精度、区域加强（后一点为满足民用航空提出的导航要求）的全球卫星导航系统。

从建立全球卫星导航系统来讲，根据表 6 - 2 列出的美国 GPS 和俄罗斯的 GLONASS 的数据可见，用运行于倾角 55°、高度 20 182 km或倾角 63.43°、高度19 130 km 的 24 颗中高度圆轨道卫星（MEOS）分别均布于 6 个或 3 个轨道面组成的星座（或者说，用具有上述轨道数据的 6 个或 3 个同轨等距卫星星座组成的整个星座），能满足全球导航定位的需要。考虑到 3 个倾角 54.74°、相邻升交点间隔均为 120°的轨道面相互正交（有关这一点的证明见本小节附录），因此一种卫星分布比 GPS 星座均匀的 24 颗 MEOS 均布于 3 条倾角 55°轨道（相邻轨道升交点间隔均为 120°）组成的星座（或者说，用具有上述轨道数据的 3 个同轨等距卫星星座组成的整个星座）曾建议作为全球性 BD - 2S 星座的方案。

为解决国内及周边地区的导航定位（含信号区域加强）问题，曾有下述 2 种星座方案作为建议提出。其中，一个方案是选用组成上述

全球导航星座的 12 颗 MEOS 加上 4 颗地球静止轨道卫星（GEOS）组成的（12 MEOS＋4 GEOS）星座，另一个方案是用 9 颗等间隔地分布于一条倾角 55°圆形地球同步轨道上的卫星（称为倾斜地球同步轨道卫星 IGSOS）加上 4 颗 GEOS 组成的（9 IGSOS＋4 GEOS）星座（或者说，用 1 个具有上述轨道数据的同轨等距卫星星座加上 4 颗 GEOS 组成的整个星座）。后一方案中的 IGSOS 的星下点轨迹为大 8 字形，8 字形的中心点位于赤道设定经度位置。

包括上述建议方案在内的各建议方案，为 BD－2S 星座正式方案的形成和确定起到良好作用。据报道，BD－2S 星座最终由 35 颗卫星组成。其中，5 颗为 GEOS（分别定点于东经 58.8°、80°、110.5°、140°、160°赤道上空），3 颗为 IGSOS，27 颗为 MEOS（均布于 3 条倾角 55°、高度21 500 km 的圆轨道上）。

截至 2012 年，BD－2S 已发射成功了 5 颗 GEOS、5 颗 IGSOS 和 4 颗 MEOS，组成了能覆盖亚太地区的区域性导航卫星星座。按计划，能覆盖全球的 BD－2S 将于 2020 年左右建成。

附录　轨道倾角为何值时，三个相邻升交点间隔均为 120°的同倾角轨道面相互正交。

根据轨道理论，可以直接写出在地心赤道坐标系 O_e-xyz 中轨道倾角为 i_0、升交点赤经为 Ω_0 的轨道平面方程为

$$x\sin\Omega_0\sin i_0-y\cos\Omega_0\sin i_0+z\cos i_0=0$$

再根据立体解析几何中平面法线式方程，可以直接写出轨道平面法线方向上的单位矢量 $\boldsymbol{n}_0$ 为

$$\boldsymbol{n}_0=\sin\Omega_0\sin i_0\boldsymbol{i}-\cos\Omega_0\sin i_0\boldsymbol{j}+\cos i_0\boldsymbol{k}$$

式中　$\boldsymbol{i}$，$\boldsymbol{j}$，$\boldsymbol{k}$——地心赤道坐标系三个坐标轴方向上的单位矢量。

不失一般性，可以假定所讨论的三个轨道面Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ的升交点赤经相应为 0°、120°、240°。这样，这三个轨道平面法线方向上的单位矢量 $\boldsymbol{n}_{01}$、$\boldsymbol{n}_{02}$、$\boldsymbol{n}_{03}$ 分别为

$$\boldsymbol{n}_{01} = -\sin i_0 \boldsymbol{j} + \cos i_0 \boldsymbol{k}$$

$$\boldsymbol{n}_{02} = \sin 120^\circ \sin i_0 \boldsymbol{i} - \cos 120^\circ \sin i_0 \boldsymbol{j} + \cos i_0 \boldsymbol{k}$$

$$\boldsymbol{n}_{03} = \sin 240^\circ \sin i_0 \boldsymbol{i} - \cos 240^\circ \sin i_0 \boldsymbol{j} + \cos i_0 \boldsymbol{k}$$

不难验证，$\boldsymbol{n}_{01}$、$\boldsymbol{n}_{02}$、$\boldsymbol{n}_{03}$两两数量积相等，即

$$\boldsymbol{n}_{01} \cdot \boldsymbol{n}_{02} = \boldsymbol{n}_{02} \cdot \boldsymbol{n}_{03} = \boldsymbol{n}_{03} \cdot \boldsymbol{n}_{01} = -\sin 30^\circ \sin^2 i_0 + \cos^2 i_0$$

由此可见，对顺行轨道在 $\tan^2 i_0 \sin 30^\circ = 1$，即 $i_0 = 54.74^\circ$时，上述三个数量积均等于零，即所讨论的三个轨道平面相互垂直。

第 7 章　卫星构形设计

7.1　卫星构形设计的任务和特点

7.1.1　卫星构形设计的任务

卫星构形指卫星整体的基本的空间构架和形式。构形设计是设计像卫星这类“硬件密度”非常高和内外关系十分复杂的产品所特有的一项总体设计工作。其主要内容是求得适应这类产品外部工程环境的、有利于产品功能实现的、有利于研制的和能促进产品发展的总体空间布局、舱段划分和外廓尺寸与形状。

卫星构形设计是在根据设计任务书优选了卫星总体技术途径，明确了卫星的组成和接口关系，描述了卫星所经营的信息流、物质流和能流的过程之后，将组成卫星的各组成部分及其所属的主要组成（分系统、子系统、仪器、设备和部件等）的硬、软件汇总组合成为一个外部和内部空间关系协调的、能保证实现卫星功能的、有利于卫星研制的和能促进所设计卫星发展的总体设计工作。

从卫星的设计程序看，构形设计是卫星总体方案设计中的一项使所设计的卫星具体化和实物化的设计工作。在卫星的设想方案设计、可行方案设计和总体方案设计的程序中，都要通过构形设计的工作才能得出具体的卫星整体。当然，在不同的设计程序中，由于要求和工作深度的不同，通过各自的构形设计得出的卫星总体构形的具体化和实物化的程度也不相同。不过在卫星的总体方案设计程

序中，一定要有卫星总体构形设计的内容。不然，卫星的正式的设计任务书不能最终敲定，分系统设计任务书也无法下达，设计工作就不应该也不可能转入详细设计程序。

卫星设计师，特别是总设计师要充分认识构形设计在方案设计中的地位和重要性。卫星构形设计一旦完成，整个卫星基本上就具体化和实物化了。后续的设计工作以此为参考和依据，既可发挥创造性，又不至于超越边际。卫星的构形一定要按整体优化的原则，从设计任务书出发，通过多种构形方案分析、比较选优得出。通过构形设计得到的卫星总体构形，应该是一个能安置在卫星工程系统中最恰当的位置上的，可以容纳卫星所有大大小小和形形色色硬、软件的具体的卫星构形，是一个能保证实现设计任务书所有要求和有利于研制工作的具体的卫星构形。

7.1.2 卫星模装

卫星只能占有运载火箭末级顶部或特殊运载器（例如美国的航天飞机）规定的、受到严格限制的空间，因而其硬、软件密度非常高。加之，卫星有相当数量的分系统，它们之间的相互支持和制约的关系错综，更使其间的布局和安排复杂化。为了适应这种现实存在的情况，一般在构形设计时要采用集同设计方法，借助计算机立体造型或组装模装出纸上的或模型的卫星，以显示卫星实际占据的空间位置和形状以及各硬、软件的搭配和安排。

一般将卫星整星模装（计算机辅助模装或模拟实物模装）的完成并通过评审，认为是总体方案的构形设计完成的标志。整星模装给出了卫星各分系统和直属部件的空间位置和形状之间的关系，安排了卫星和外部工程环境（卫星的同层次系统）的、卫星整体和各分系统以及分系统之间的机电接口，使所设计的卫星具体化，使各种关系直观化。通过整星模装得出的模装卫星是卫星详细设计程序

中绘制各种图纸的重要参考。

通过整星模装，得出了卫星的总体外形、舱段划分，并基本明确了卫星主要组成在卫星中的空间位置形状和接口关系，得到了一个相当具体和直观的卫星。这就为总体方案设计的指标分配和拟定各分系统设计任务书，以及卫星的总装设计、整星质量特性（质心、转动惯量、惯性矩等）的分析计算等设计工作创造了较为方便的条件。

7.1.3　卫星构形设计与卫星结构设计的区别

卫星设计师不可把构型设计与结构分系统（卫星结构平台）设计混同起来，也不能把卫星构形设计称之为“卫星总体结构设计”。如果把构形设计看成是结构设计，在概念上就颠倒了卫星总体和结构分系统之间的层次关系。这两者之间的层次关系一旦颠倒，就会造成结构分系统这个局部替代或削弱了卫星构型这个整体，从结构分系统出发要求整星的布局、位置、形状和接口服从结构，而不能出现结构服从整星的十分不正常的局面。这种局面一旦出现，卫星构形设计在总体方案设计中的地位和作用就被降低，甚至被取消，往往会带来不良的后果。

在卫星的各分系统中结构分系统与热控分系统、姿控分系统、供配电分系统和星务分系统等类似，是与卫星上所有系统都有关联的分系统。虽然这类分系统带有“总体”性质，例如，卫星上的所有东西都要装在结构平台上，但不能因此而认为结构分系统就是总体。结构分系统不论它的关联多大，覆盖多广，作为分系统，它只是卫星整体的一个局部。它必须服从整体优化原则，应根据卫星总体给出的设计任务书进行设计。而卫星构形设计则是卫星总体方案设计中的一项设计工作，是整星的全局性的设计工作，不能与结构设计混同。

构形设计应由卫星总设计师领导总体设计师负责完成，不宜交给结构设计师去负责。在构形设计中设计师考虑的问题主要是卫星整体和它的组成的形、位和接口对满足卫星设计任务书和如何优选地实现卫星功能之间的关系。在构形设计时，一般还不具备条件深入到具体的结构件的设计和它们的材料的选用、细节尺寸的确定，以及强度、应力、应变和振动等方面的定量分析计算等工作。所以，不能把构形设计与结构设计混同起来，不能用结构平台的设计替代构形设计。但这并不是说，结构设计师不参与构形设计工作。构形设计与结构设计关系密切，宜采用集同设计方法，集同包括结构设计师在内的有关人员进行构形设计。

卫星构形设计涉及卫星的同级系统和卫星的各分系统。在构形设计时要求卫星同级系统和卫星各分系统提供设计所需的各种资料和数据，还要提供模装星所需的模装件。从这个角度看，卫星的所有同级系统和所属分系统都要参与构形设计的工作。但是，上述这些工作，从性质上讲是对卫星总体方案设计工作的支持和辅助，属总体设计范畴，还不是分系统本身的方案设计工作。

卫星构形设计是根据卫星设计的实践，在总结、分析和研究的基础上，逐渐明确起来的，它是总体方案设计中的一项重要的设计工作。本书将有关卫星具体化、实物化和直观化的设计工作归纳成卫星构形设计，并列入设计程序之中。这样做，可使卫星方案设计工作的步骤更为清晰和方便，使卫星设计程序更符合客观实际，会有利于卫星的研制。

7.2 卫星构形设计的基本要求

卫星构形设计一般应满足以下几点基本要求。

7.2.1　实现卫星及其组成的功能要求

这是一项对卫星构形设计的最基本的要求。卫星构形设计的主要目的，就是优选出能保证和有利于卫星功能实现的整星及其组成的形、位和接口。那些为实现卫星功能而提出的要求和条件，往往就是卫星构形设计的依据。例如，对功率的要求就是确定供电电池或太阳帆板尺寸的依据；遥感头的位置和指向是遥感卫星确定形状和姿态的依据；采用不同的姿态控制系统就会得出不同的卫星构形等。

卫星总体设计师在构形设计时，应该清楚卫星及其组成部分的形和位的关系对保证卫星内外信息、物质和能的有序流动和实现卫星功能的影响，并使这些形和位的关系适应实现卫星功能这一基本要求。

虽然卫星的功能是各分系统相互支持和制约、相互协调和筛选有机合成的，不同于各分系统，也不同于各分系统功能机械加和的新的功能。但卫星的功能的基础又是各分系统的功能。因此，在构形设计时还应考虑各分系统实现各自功能和分系统之间的接口、协调等方面的要求。诸如，光、电、流体的通道和走向，尺寸超过整流罩的大部件的收拢和释放展开要求，热控制问题，抗辐射问题，电磁相容性等。

7.2.2　适应外部环境和卫星工程系统限制条件和接口关系的要求

卫星构形设计要考虑卫星从发射、运行到返回（对返回式卫星）整个寿命期间所遭受的外部环境，应从构形上体现卫星对外部环境的适应性。一般卫星是在整流罩保护下，由运载火箭运出稠密大气层的。在整流罩限制的空间内放置不下卫星轨道运行时其外形所占的空间的情况下，一般是把那些尺寸大于整流罩范围的部件

（如太阳帆板、天线等）做成在发射时可收拢放置在整流罩内，整流罩抛开后可释放、展开的形式。图 7－1 示意国际通信卫星Ⅴ号入轨后释放展开成为最终构形。图 7－2 为不用整流罩的卫星，如中国的返回式卫星，本身就构成运载火箭的箭头。对这类卫星，在构形设计时，卫星的外形应按运载火箭的气动力外形要求进行设计，并与运载火箭一起进行风洞和防热试验。图 7－3 示意国际通信卫星天线和太阳帆板收拢在整流罩内的情况。

卫星是在外层空间的自然环境和随卫星的运行而产生的特定的诱导环境中存活和工作的。因此，卫星的构形必须考虑如何利用外层空间环境的问题，例如，利用太阳能以获得能源，利用重力和磁场来实现姿态控制等。卫星构形还必须考虑如何防护星上设备和仪器不受外层空间环境的有害的影响或使有害影响减弱到无害的程度，例如，卫星的散热面的安设、某些电子设备的防辐射问题和返回式卫星的防热设计等。

在本书第 2 章中说明了卫星必须适应外部环境，但又不能在其所处的真实环境中进行检测、试验和验收。这些研制工作只能在地面的环境模拟设备中进行。而地面的环境模拟设备一般都是能用于多种卫星型号的，通用设备不可能为每种卫星设置一套。因此，设计师在进行构形设计时，还必须考虑卫星整星在地面进行空间环境模拟试验的条件问题。

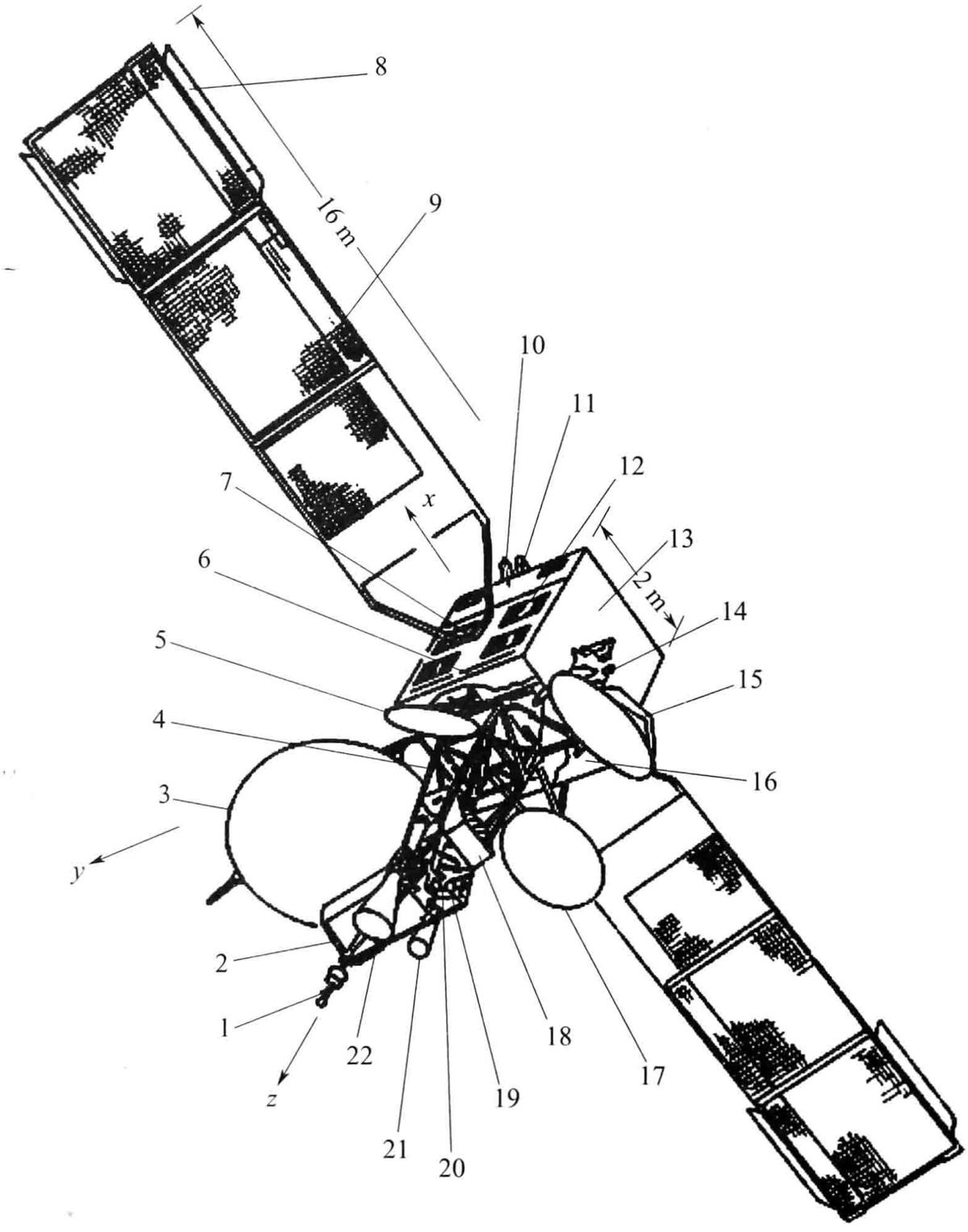
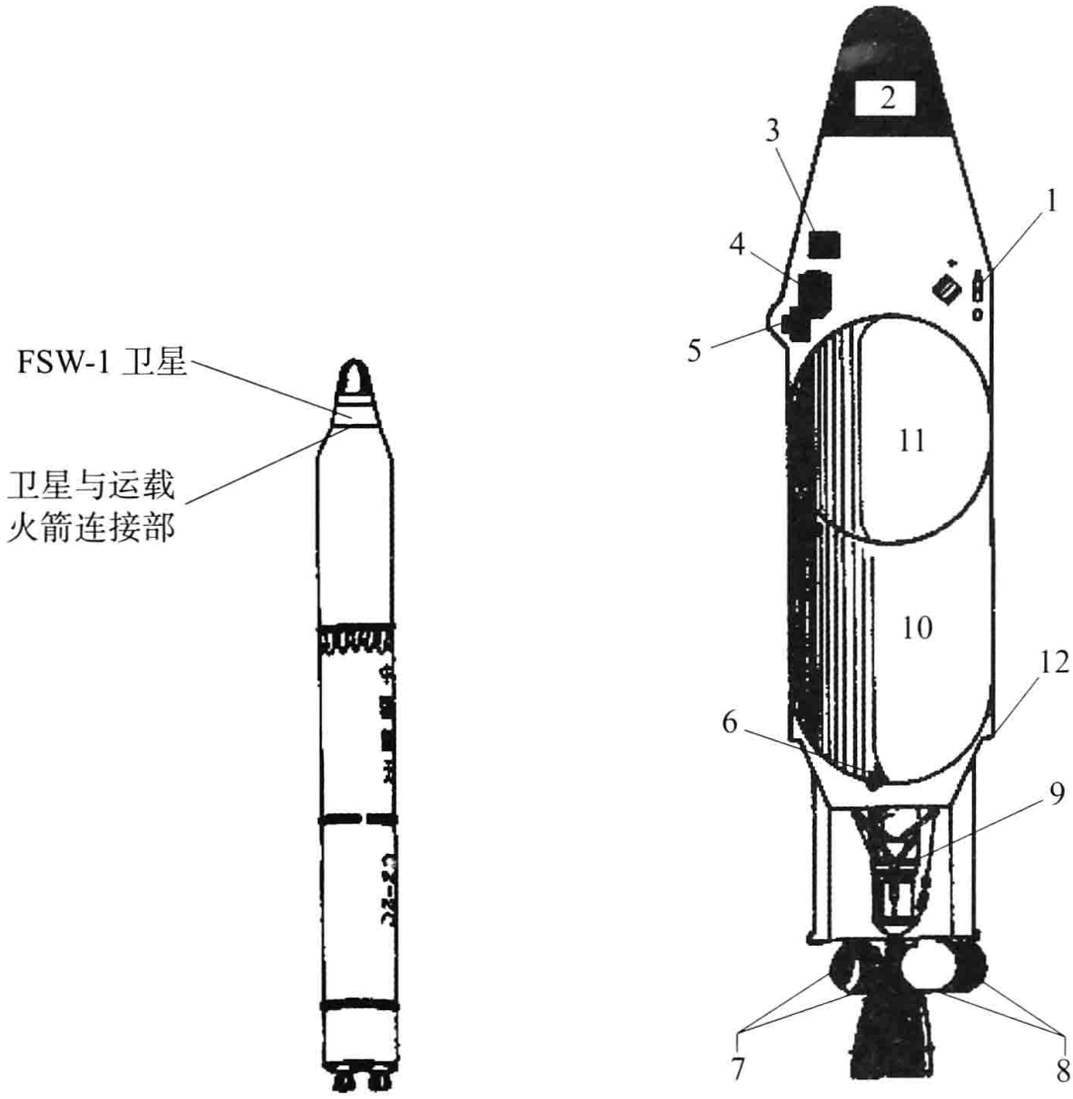


图 7-1　国际通信卫星 V 号结构图

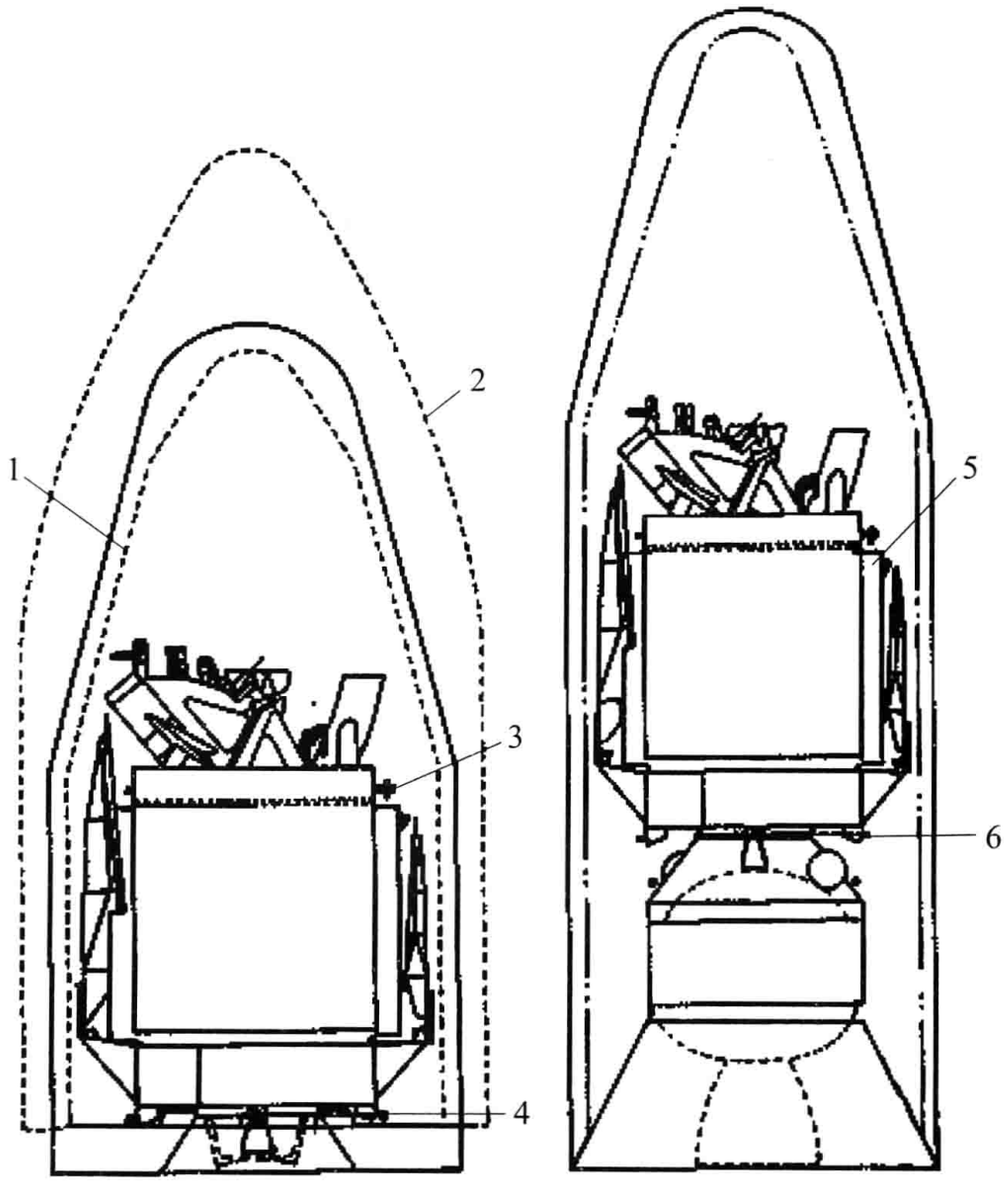
1—遥测和遥控天线；2—4 GHz 半球/区域馈源；3—4 GHz 半球/区域天线反射器；4—馈源支撑结构；5—11/14 GHz 东点波束天线；6—太阳能电池阵释放结构；7—太阳能电池阵驱动组件；8—转移轨道二次（光学太阳辐射器）表面镜热防护；9—太阳能电池阵；10—脱落电连接器；11—滚动推力器；12—光学太阳辐射器；13—西面板包敷层；14—西部推力器组件；15—6 GHz 半球/区域接收天线反射器；—前隔热屏（为了无线电波，从馈源支撑结构去掉隔热层）；17—11/14 GHz 西点波束天线；18—6 GHz 半球/区域天线馈源；19—11 GHz 信标天线喇叭；20—地球静止红外敏感器；21—6 GHz 全球喇叭天线；22—4 GHz 全球喇叭天线



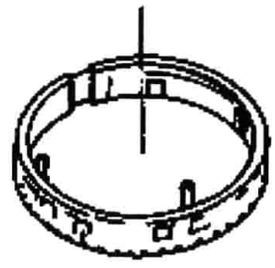
（a）长征二号丙运载火箭与返回式卫星FSW-1的组合体　　（b）美国发现者号卫星构形图

图 7-2　不用整流罩的卫星构形

1—推进剂加压系统；2—胶卷回收舱；3—计算机；4—惯性参考平台；5—水平扫描仪；6—自燃装置；7—氦气和氧气瓶；8—氮气和氧气瓶；9—发动机；10—氧化剂；11—燃料；12—卫星与火箭的接合部



（a）国际通信卫星　　（b）国际通信卫星Ⅶ A



（c）卫星连接装置（包带）

图 7－3　放置于整流罩内的卫星

1—阿里安 4 运载火箭整流罩包络；2—阿里安 5 运载火箭整流罩包络；3—收拢状态的国际通信卫星；4—分离平面；5—收拢状态的国际通信卫星Ⅶ A；6—分离平面

7.2.3 实现模块式和集成式布局的要求

卫星构形设计时，宜尽可能地把同一分系统内和有可能集成的几个分系统的组成部分相对集中或实现模块式和集成式的布局，以推进卫星平台的轻型化和公用化。

卫星由有效载荷、结构平台和服务、支持、保障的各分系统组成。其中，有效载荷是实现卫星功能的执行部分。卫星构形设计，应力求将有效载荷的各组成部分相对集中起来，最好能使有效载荷成为卫星上相对“独立”，而它本身又是十分紧凑的组合体或集成体。这样的构形有利于实现卫星平台与有效载荷按各自的特点进行研制。由于有效载荷的集中，它与卫星平台之间的接口关系就会相对简化，因而也会起到卫星平台相对集中的效果。这就为卫星的模块化和公用平台的发展创造了条件。图 7－1 和图 7－4 分别表示国际通信卫星 Ⅴ 号的构形图和这颗卫星的有效载荷和平台集中成为模块的情况。

卫星平台的各服务和保障分系统，由于它们中的大多数都与多数或全部分系统有关联，因此，一般很难做到按分系统集中。但是，有些分系统，如遥测、遥控、数据处理等，总的说来都属于电子类系统。这类系统的硬件有很多共同和类似之处。如果构形设计把这些共同相类似的硬件集成起来，而以软件实现被集成的分系统的各自的功能，就可以缩减卫星平台的硬件数和所占有的相应的空间。除了电子类分系统的集成外，将结构件与紧固件做成一体，将热控系统的部件（如热通道和包覆层）、流体管道、电缆或电缆管预埋在结构件之中，也可以看成是不同分系统之间的集成。分系统之间的集成不仅减少了卫星硬件数，节约了硬件所占的空间，而且使卫星构形简洁化，使装配工作量大为减少。

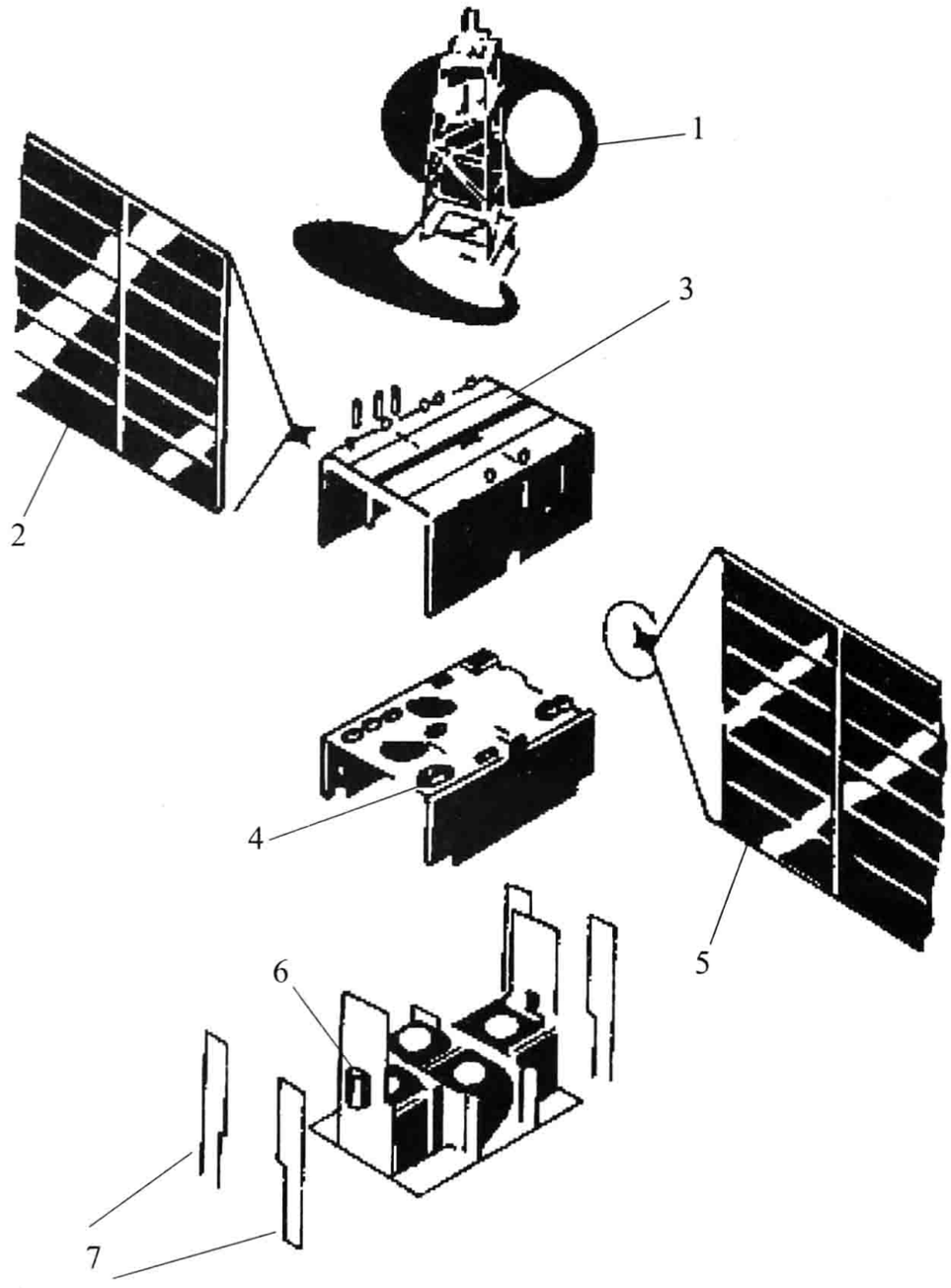


图 7－4　国际通信卫星 Ⅴ 号有关分系统集中情况

1—天线舱段；2—太阳能电池阵；3—通信舱段；4—服务舱段；5—太阳能电池阵；6—推进舱段；7—壁板

7.2.4　减少来自外部和内部的各种干扰的要求

在卫星发射、运行和返回时，不可避免地会受到来自星外和星内的各种各样的干扰。干扰源有力学的、热学的、光学的、电磁的和化学的。视卫星的不同，各种干扰对卫星影响的严重性也不尽相

同。排除和减弱干扰到无害程度的工作，往往要到初样研制阶段才能做完。但是，在构形设计中也不能忽视这个问题，卫星构形不仅能对排除和减弱干扰作出贡献，甚至能对排除和减弱某些干扰作出重要的贡献。

例如，星上的光学设备，一般要求其光通道上不受污染和尽可能地减少杂光进入。在构形设计时就应将污染源（如喷气、排气、排污和蒸汽的发生部件）布置到不会干扰（污染）光通道的部位上。减少杂光进入光通道的布置和措施也应在构形设计时决定。又如，敏感器件的布置也要根据其性质放在不受干扰或干扰较小、不会造成问题或易于采取措施减小干扰到无害程度的部位上。

电子和电器之间的电磁相容性，也是卫星构形设计需考虑的因素，必要时应做试验以找出合适的构形关系。

返回式卫星的整星和返回器的质量特性、返回器的气动力和气动热特性对飞行的稳定性、对控制系统的设计和对防热设计都十分重要。应通过构形设计优选抗干涉性较佳的或对干扰不敏感的构形。

7.2.5 其他要求

卫星设计师在优选卫星构形时，应该充分注意到自己所在部门已具有的条件和所积累的经验。在构形设计时，应尽可能地选用本部门现成的构形，或由现成的构形派生或重新组合而成的构形。也就是说，应该尽可能地在本部门已有的构形的基础上发展。这样做既有利于缩短研制周期和节约经费，又有利于提高卫星品质和可靠性。

只有在本部门已有的卫星构形实在不能满足任务要求时，才应考虑新的构形的问题。选用新的构形，一定要十分慎重，应从研制周期、质量和可靠性、经济性等几个方面认真分析，值得选用的才

选，否则就不选。不然，由于构形选择不当，会给后来的卫星研制工作带来很大的问题。

7.3　卫星构形的类型

从 1957 年至今，世界上已发射了数千颗、多种用途、多种轨道和多种类型的卫星。这些卫星的构形种类繁多，不胜列举。但是，收集同类型的、相近类型的和有共同点的已发射和正在研制中的卫星构形的资料，分析、研究和参考这些卫星构形的特点，为新卫星研制作参考，是很重要和很有好处的。本节试图从不同的方面，对一些卫星的构形作一些归类和分析工作，试图从中找出一些可供卫星总体设计参考的卫星构形规则。

7.3.1　不用整流罩和用整流罩的卫星构形

卫星一般是作为运载火箭的有效载荷，放置在运载火箭的顶部进行发射的。在运载火箭顶部放置的卫星有两大类，一类是不用整流罩的（如图 7－2 所示），另一类是放置在整流罩内的（如图 7－3 所示）。前一种构形，因为不用整流罩，卫星就是运载火箭的头部，卫星的外形必须满足星箭组合体在发射段的气动特性的要求，不能随意选择。后一类卫星的构形不受运载火箭气动外形的影响，只要能放置在整流罩所包络和容许的空间之内，并满足构形的主要要求，构形是较自由的，可以有多种选择。出现这两类卫星的根本原因，在于有两种不同的卫星能源提供的方式。一种是由蓄电池提供，另一种是由太阳能光伏电池提供。前者因没有外露的太阳电池板，在发射时勿需整流罩保护，因此卫星可以作为运载火箭的头部。后者因有外露的太阳电池板，必须置于整流罩内。因卫星不可能携带很多电池，作为运载火箭头部的卫星类，一般都是寿命很短

的、几天最多几个月的卫星。寿命长一点的，几乎都是置于整流罩内发射的卫星。

返回式卫星 FSW－1 就是长征二号丙运载火箭的头部［图 7－2(a)］。在构形设计时，FSW－1 的外形要与长征二号丙运载火箭一起进行风洞试验，验证它是否满足长征二号丙运载火箭的气动特性要求。除此之外，在构形设计时，还着重研究了卫星返回舱的构形，进行返回舱气动力和气动热的分析计算，并进行吹风和防热试验验证它满足返回再入的要求后，才决定采用。

图 7－2（b）为美国发现者号返回式卫星的构形图，此卫星也是一个不用整流罩的卫星。卫星构形考虑的要点与中国 FSW－1 卫星的基本相同，较大的差异是此卫星的组成包括作为运载火箭末级的阿金纳火箭。在末级火箭送卫星入轨后，不与作为运载火箭头部的卫星部分分离，而是与头部一起组成一颗卫星。卫星的返回舱是图7－2（b)中“2”所示的胶卷回收舱。

不用整流罩的卫星与运载火箭的连接形式，一般与用整流罩的卫星也不相同。前者多采用运载火箭级间连接方式，以舱体法兰为连接和分离面、用火工品作为两个连接和分离面的连接分离件的方式，如图 7－2（a）和（b）所示。后者一般采用标准的包带连接形式，如图 7－3（a）和（b）所示。图 7－3（c）给出连接卫星与运载器末级的包带。包带借助火工品夹紧卫星与运载器末级的分离面，将两者连接起来。分离时火工品动作，包带断开放松了两分离面，从而使两者分离。

7.3.2 不同姿态控制方式的卫星构形

卫星功能的实现，无论是在在轨运行段、在变轨期间和返回期间，对其姿态都有一定的要求。如果所要求的姿态得不到保证，则其功能无法实现，卫星就不能完成任务。根据卫星对其姿态的要

求、卫星所处的外部和内部环境及设计师所在部门情况的不同，在方案设计时，对姿态控制的方式会有不同的选择。不同的姿态控制方式要用不同的姿态控制系统。而不同的姿态控制系统，由于采用的控制原理、基准、敏感器和控制力的不同，因而适应不同姿态控制系统的卫星的构形就会表现出不同的、各自的特点。

（1）自旋稳定卫星的构形

图 7-5（a）是我国第一颗卫星东方红一号的构形图，（b）是我国实践一号科学实验卫星的构形图，这两颗卫星都是近球形的、自旋稳定的卫星；图 7-5（c）和（d）是我国自旋稳定姿态控制的东方红二号和东方红二号甲通信卫星的构形图。卫星采用自旋稳定姿态控制简单可靠，一般在可以保证卫星姿态精度和能源供应的情况下，不失为一种较佳的选择。这类构型有如下的特点。

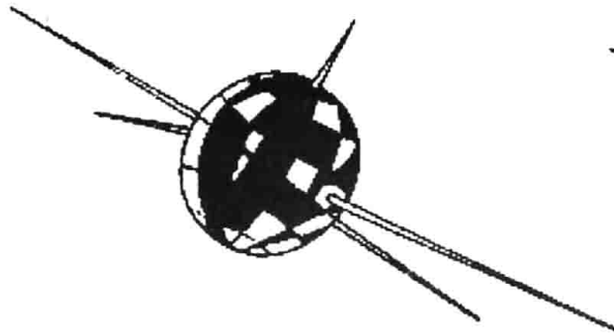
1）卫星整体呈绕自旋轴的对称构形。图 7-5（a）和（b）都是球形绕通过球心的中轴旋转，以获得中轴定向的稳定的姿态；图 7-5（c）和（d）都是圆柱形绕通过柱心的主轴旋转，而其天线部分则反向等速绕柱心主轴旋转，构成所谓的“双自旋”的构形。

2）自旋星体一般采用太阳能供电，在星体周边都装有太阳电池片，保证卫星在任何角度下都能得到规定的太阳辐射量，以获得所需能源。

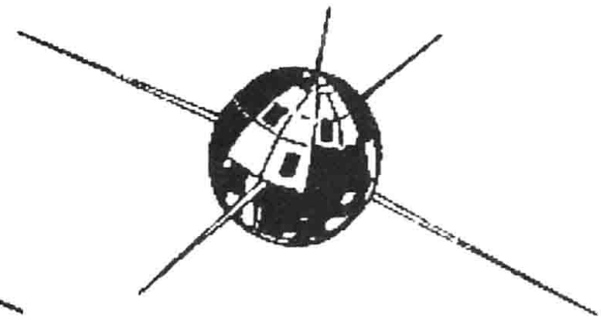
3）对圆柱形卫星，一般做成直径大于高度的构形［图 7-5（c）和（d）］。这样可以使自旋轴与最大惯量轴重合，对稳定有利。

（2）重力梯度稳定控制卫星的构形

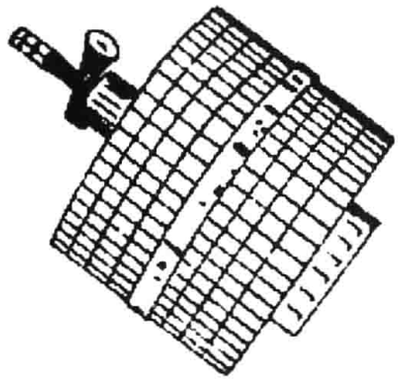
重力梯度稳定控制卫星在绕地球运行时，利用卫星各部分质量所受到的不相等的视重力等因素产生的重力梯度力矩来稳定卫星姿态。为了获得足够的控制力矩，这类卫星都设有一根顶端置有一定质量的重力杆，如图 7-6（a）和（b）所示。重力杆的长度一般大于卫星高度。为使卫星装入整流罩内，重力杆要做成可伸展的结



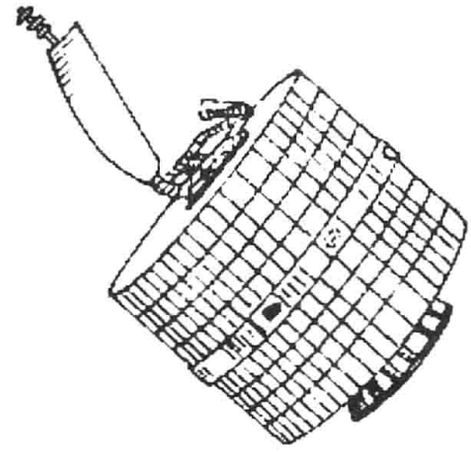
（a）东方红一号卫星



（b）实践一号科学实验卫星



（c）东方红二号通信卫星



（d）东方红二号甲通信卫星

图 7－5　自旋稳定控制卫星的构形图

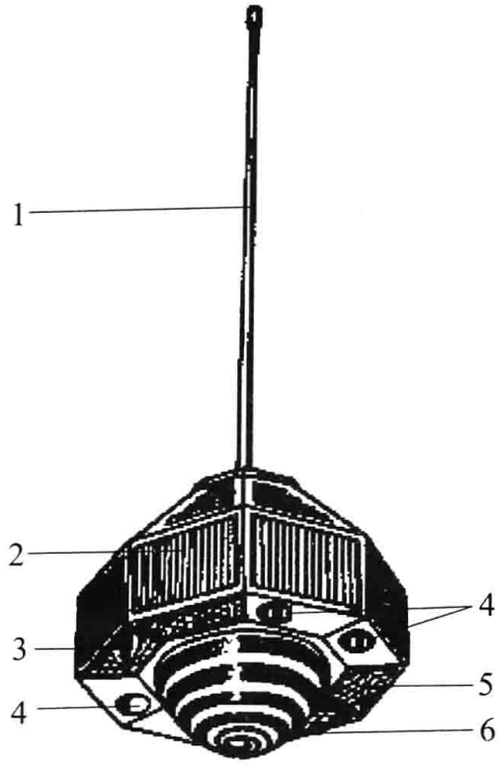
构。在发射时，重力杆收拢在卫星体内，入轨后再伸展到需要的长度。

（3）三轴稳定控制卫星的构形

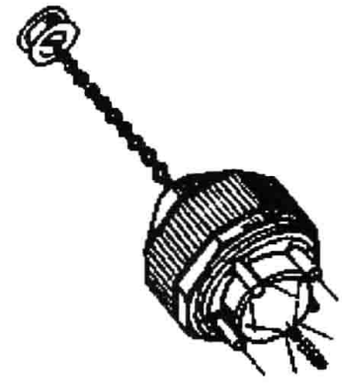
三轴稳定控制是控制精度高、适应性广和采用最多的姿态控制系统的构形，不像上述两种卫星的构形有明显的特征。一般说来三轴稳定控制卫星，只要能满足 7.2 节提到的要求即可，它们的构形是比较自由的。

这种卫星的姿态控制系统由姿态敏感器、姿态控制器和姿态控制执行器 3 个子系统组成。卫星的构形必须满足姿态敏感器能够指向其敏感对象（如地球、太阳和特定恒星）的要求。

以喷气推力器作为执行器的三轴姿态控制系统，至少在俯仰、偏航和滚动三个轴各装一对推力相反的共 6 个推力器。构形时应注



（a）美国探险者29号卫星构形图



（b）重力梯度稳定卫星构形原理图

图 7－6　重力梯度稳定控制卫星构形图

1—可伸展的重力梯度稳定棒；2—太阳能电池；3—多普勒天线；4—闪光灯；5—激光反射器；6—螺旋天线

意使推力器产生的控制力矩在实施控制时能获得高效率以节约推进剂。此外，还要注意到有的喷气是污染源，要避免发生污染故障的问题。以飞轮和力矩陀螺为主的三轴姿控系统，在用喷气力矩作为辅助时也要注意上述提到的问题。

图 7－1 的国际通信卫星Ⅴ号、图 7－2（a）和（b）的中国返回式卫星和美国发现者号卫星，图 7－3 的国际通信卫星Ⅶ A 都是三轴稳定姿态控制的卫星。

7.3.3　具有变轨功能卫星的构形

有不少卫星需要从一种轨道变轨（也称转移）到另一种轨道。这类卫星，如地球静止轨道卫星，一般是先发射到停泊轨道，再由

停泊轨道转移到赤道上空的地球同步轨道，定点之后开始工作的；又如返回式卫星（或其返回舱），一般都是由工作轨道变轨进入返回轨道返回地面的。

具有变轨功能的卫星，都自带变轨发动机系统以提供变轨所需的正负速度增量。自带变轨发动机系统就是这类卫星与其他卫星不同的特点，从而影响其整星构形。有三种变轨发动机系统：固体发动机变轨系统、液体发动机变轨系统和电推进发动机变轨系统。采用不同的发动机变轨系统就有不同的卫星构形，但无论采用哪一种系统，变轨发动机都应布置在其推力方向与变轨所需的速度增量方向一致的位置上，一般处于卫星底部的中心部位。

（1）固体发动机变轨系统卫星的构形

图 7－5（c）中国东方红二号通信卫星、图 7－5（d）东方红二号甲通信卫星、图 7－7 国际通信卫星（Ⅲ）构形、图 7－8 中国风云二号气象卫星构形和图 7－9 返回式卫星返回舱，都是采用固体发动系统提供变轨动力的。

由于固体发动机系统本身一般成为一个整体，而且强度刚度较好，在有些卫星（如地球同步卫星）上往往将它作为整星的承力部件使用。东方红二号通信卫星、东方红二号甲通信卫星和风云二号都采用这样的构形。

（2）液体发动机变轨系统卫星构形

液体发动机变轨系统，不像固体发动机变轨系统本身形成一个强度刚度都好的整体，因而不能作为承力部件，需要安置在其他的承力部件上。图 7－10 和图 7－11 是中国东方红三号通信卫星的整体构形和构形分解图，可以看出这颗卫星采用的承力部件是一个中心承力筒。

图 7－12 是采用东方红四号平台的委内瑞拉－1 通信卫星的构形。这颗卫星采用的是桁架式承力方式。

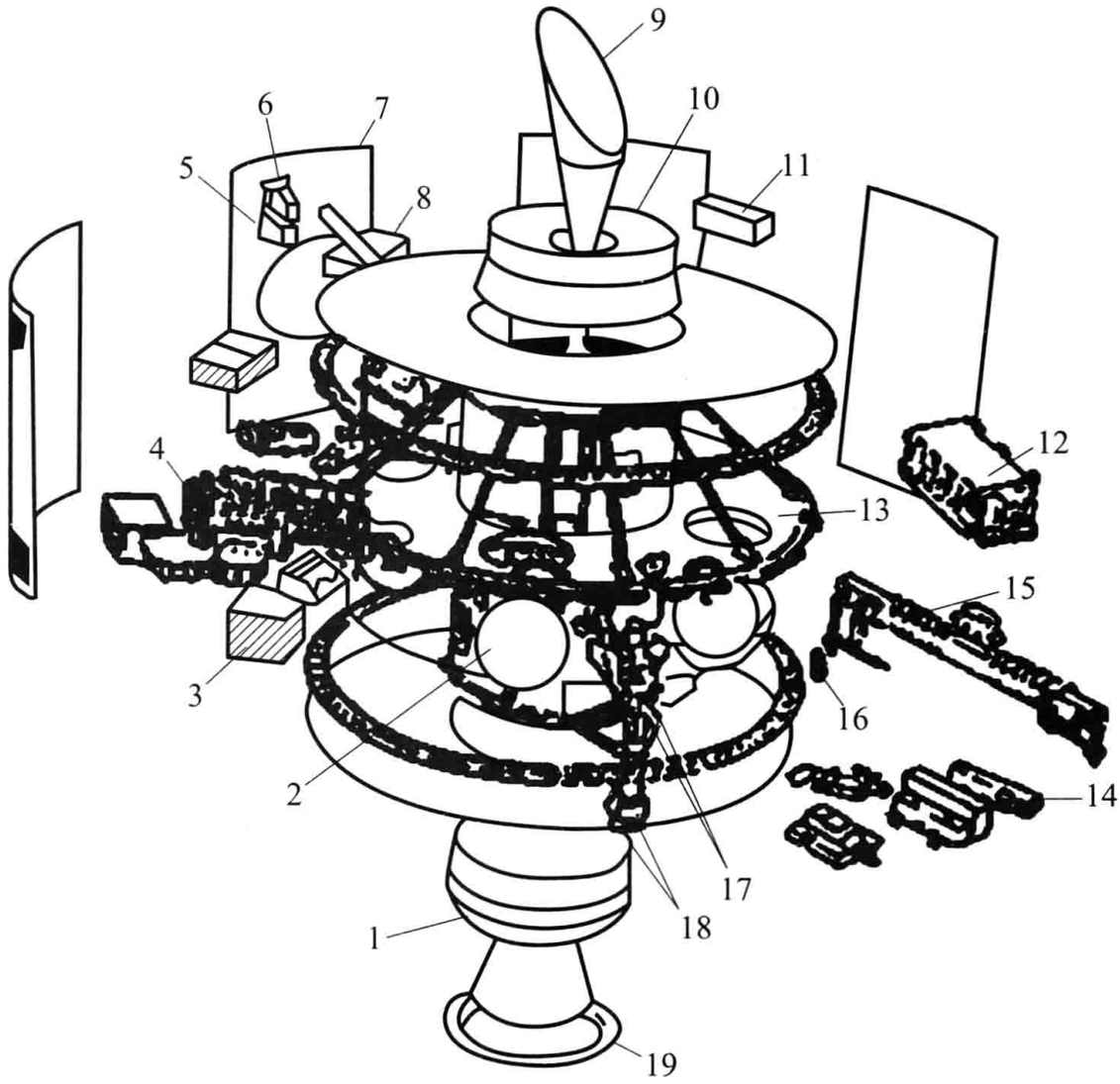


图 7－7　国际通信卫星（Ⅲ）的构形分解图

1—远地点发动机；2—加压推进罐；3—功率控制装置；4—接收天线双工器；5—太阳传感器；6—地球传感器；7—太阳能电池板；8—活门驱动器；9—机械式消旋天线；10—全向性天线；11—控制逻辑电路；12—蓄电池；13—仪器安装台；14—行波管；15—发射天线双工器；16—配重；17—径向推力器；18—轴向推力器；19—喷嘴盖

（3）电推进发动机变轨系统卫星的构形

单个电推进发动机一般功率较小，一般采用多个发动机组成的发动机组作为变轨发动机，这类发动机不能作为卫星的承力部件。图 7－13 为美国波音公司采用的电推进发动机变轨卫星的构形示意图。

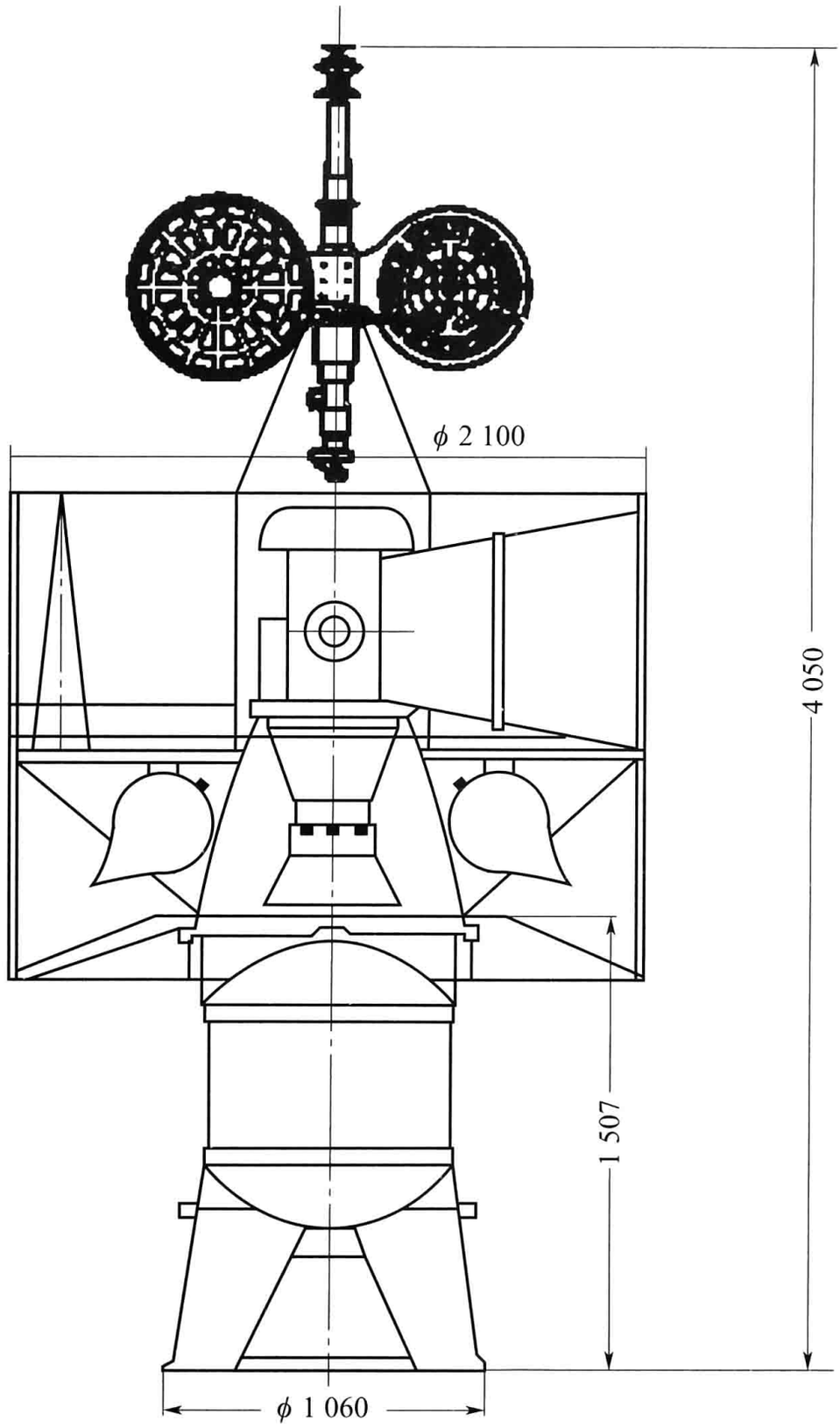


图 7-8 中国风云二号气象卫星构形图

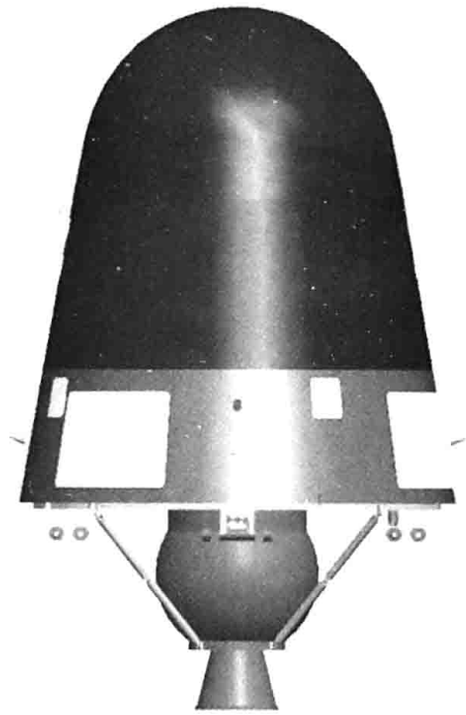


图 7－9　返回式卫星返回舱

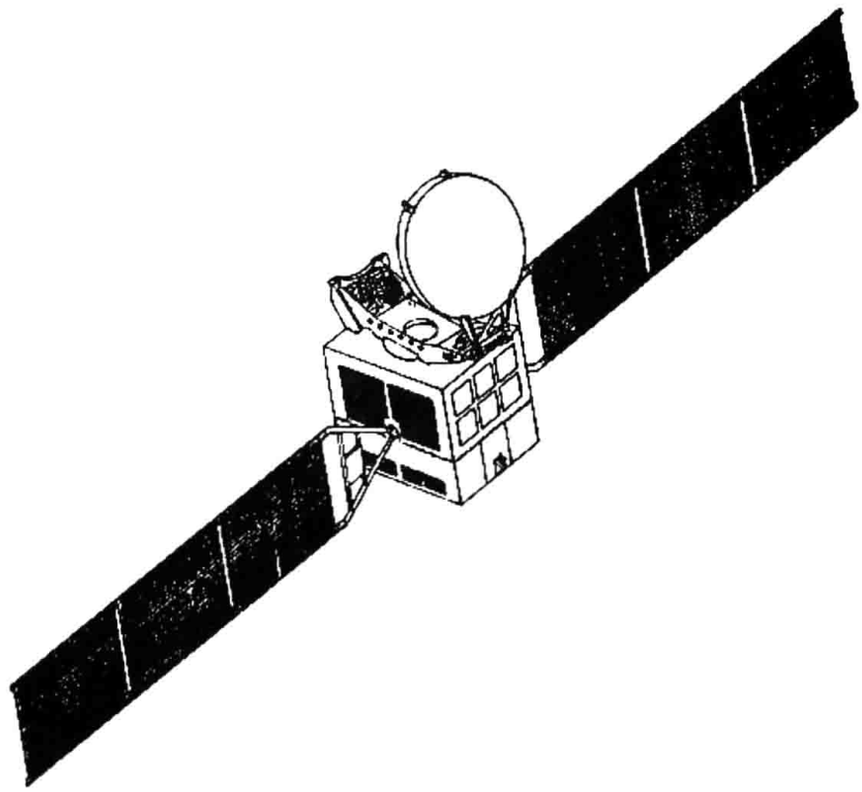


图 7－10　东方红三号通信卫星整体构形图

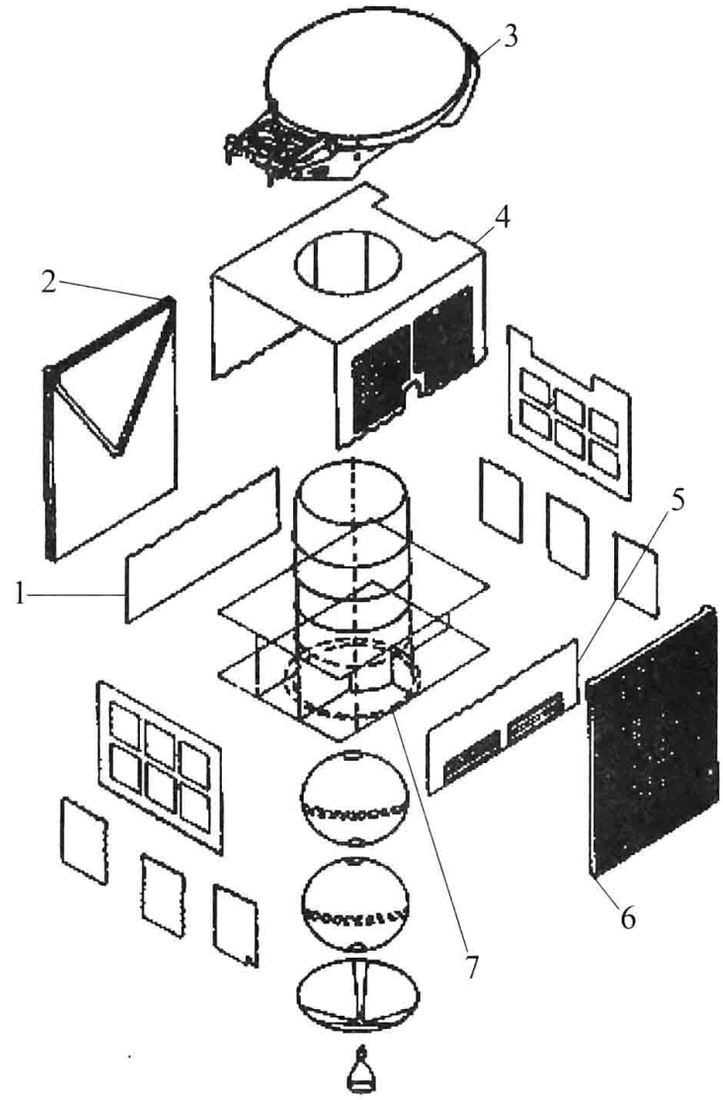


图 7－11　东方红三号通信卫星构形分解图

1—服务舱；2—太阳能电池帆板；3—C－天线舱；4—通信舱；
5—服务舱；6—折叠式太阳电池帆板；7—推进舱

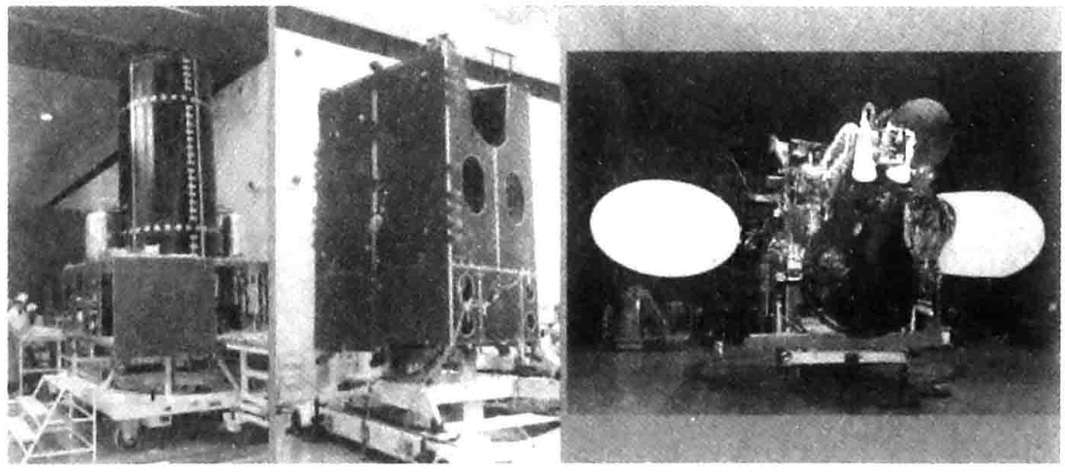


图 7－12　采用中心承力筒式东方红四号平台的委内瑞拉-1 通信卫星

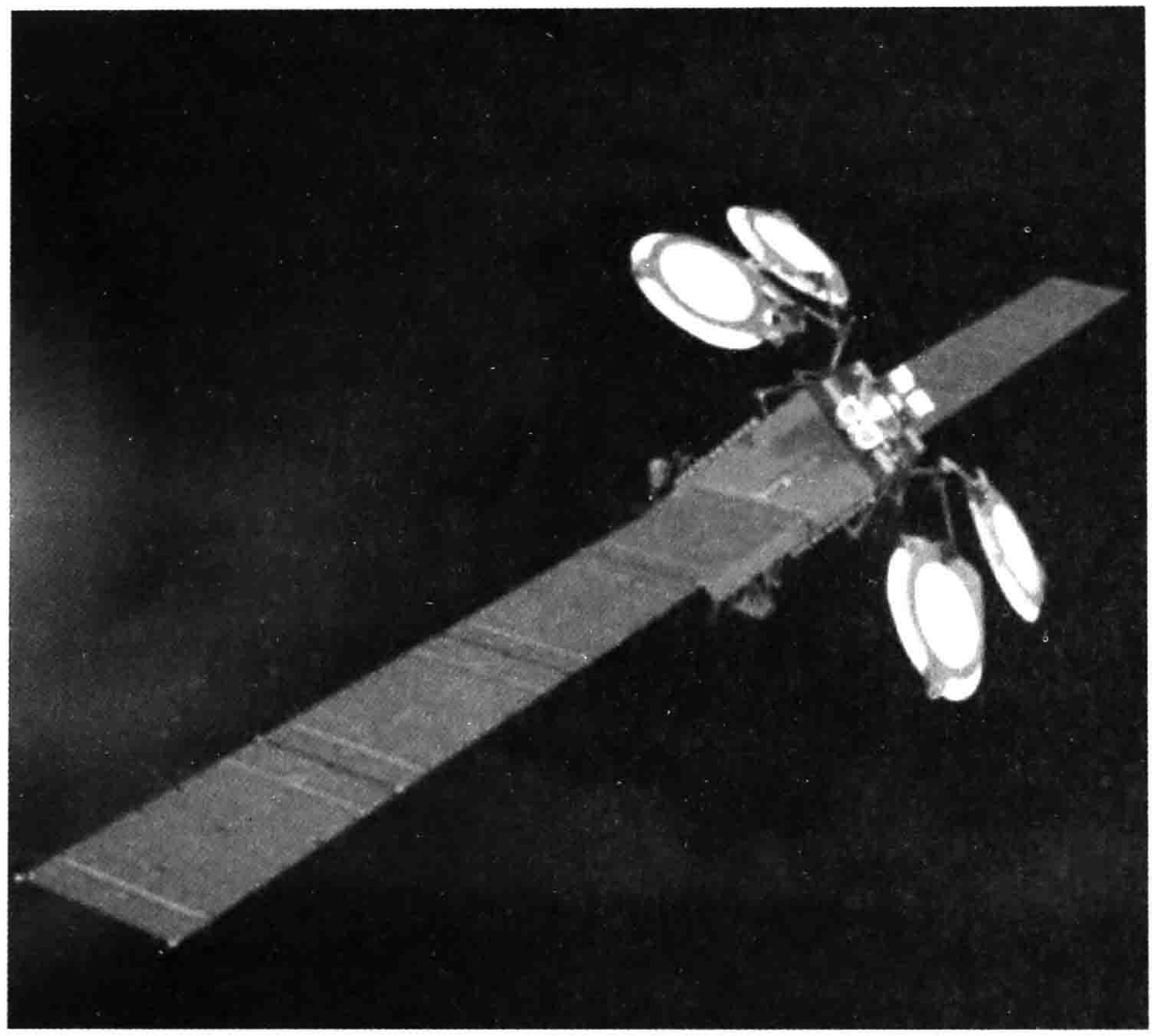


图 7－13　美国波音公司电推进发动机变轨卫星的构形示意图

7.3.4　不同主承力构件的卫星构形

卫星由于所选取的主承力构件的形式不同，其构形也会有很大的差别。下面介绍与 3 种不同的主承力形式相对应的 3 种卫星构形。

（1）舱体承力式构形

舱体承力式构形又称箱体承力式构形，是一种卫星常用的构形方式。这类卫星一般由几个舱（箱）累叠在一起构成。最下面的一个舱与运载火箭末级用可分离的结构连接，并承受整个卫星的载荷。图 7－15、图 7－18 所示的卫星都属舱体承力式卫星类。

图 7－3 所示两颗不带整流罩的卫星也都是以舱体作为主承力构件的卫星。这类卫星往往由多个舱连接而成，舱与舱之间由舱体法

兰连接，最下面与运载火箭连接的舱承受全星的载荷。

（2）中心承力式构形

此类卫星的主承力构件位于卫星体的中心部位。图 7－7 国际通信卫星（Ⅲ）和图 7－8 中国风云二号气象卫星都是中心承力式构形。这两颗卫星都是地球静止轨道卫星，都采用固体火箭作为远地点发动机，因此，它们的中心主承力构件由固体火箭发动机和与之连接的裙、筒组成。

图 7－10 和图 7－11 是中国东方红三号通信卫星整体构形图和构形分解图。这颗卫星也属于中心承力式构形，不过它的中心主承力件是承力筒。这颗卫星的远地点发动机是液体推进剂发动机，不能作为承力构件。

（3）桁架承力式构形

桁架承力式构形的卫星其主承力构件是由杆件组成的桁架。桁架可以有多种形式，因此，桁架承力式卫星的构形也呈多样化。图 7－14是美国陆地卫星 4 号的构形图。这颗卫星的主承力构件是三角形桁架，如图 7－15 所示。图 7－16 是法国斯波特卫星的构形图，这颗卫星的主承力构件是由杆系构成的方体桁架构件。桁架式主承力构件的构形不一样，卫星的构形也有所不同。

（4）以有效载荷为承力件的卫星构形

有的卫星的有效载荷有足够大的尺寸和强度刚度，例如，较高分辨率卫星的遥感器（相机）的镜筒等，在总体构形时，就应该利用作为整星或部分部件和设备的承力件使用，以简化卫星的结构。下面举几个例子为此类卫星。

图 7－17 是美国高级 KH－11 可见光成像侦察卫星的展开构形。这是一颗以相机镜筒为主承力部件的大型卫星。

图 7－18 是美国世界观测－2（World View－2）卫星的在轨飞行状态。这是一颗以遥感器为部分承力件的卫星。

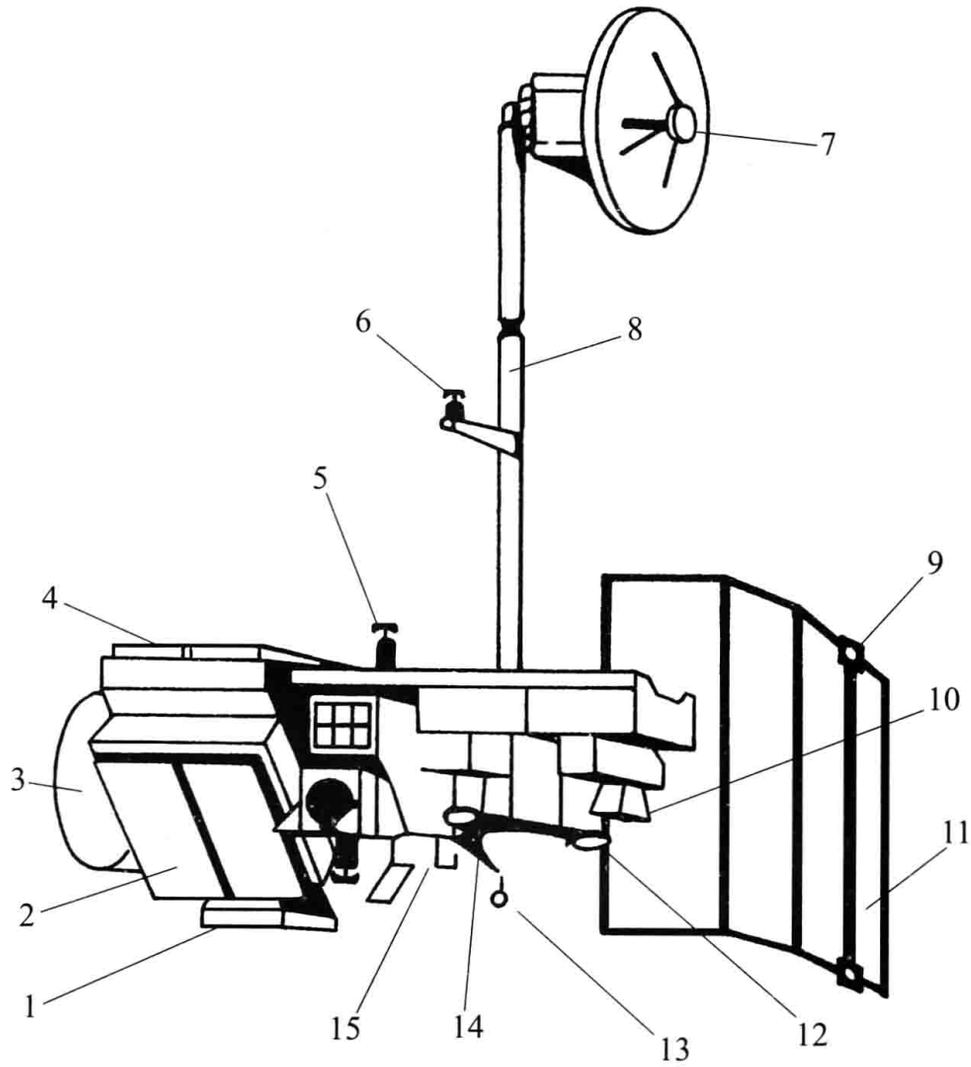


图 7－14　美国陆地卫星 4 号的构形图

1—SC & CU；2—电源舱；3—推进舱；4—姿态控制分系统；5—全向天线（2）；6—GPS 天线；7—高增益天线；8—天线杆；9—太阳敏感器；10—多光谱扫描仪；11—太阳能电池帆板；12—S 波段天线（2）；13—X 波段天线；14—宽带有效载荷舱；15—主题测绘仪

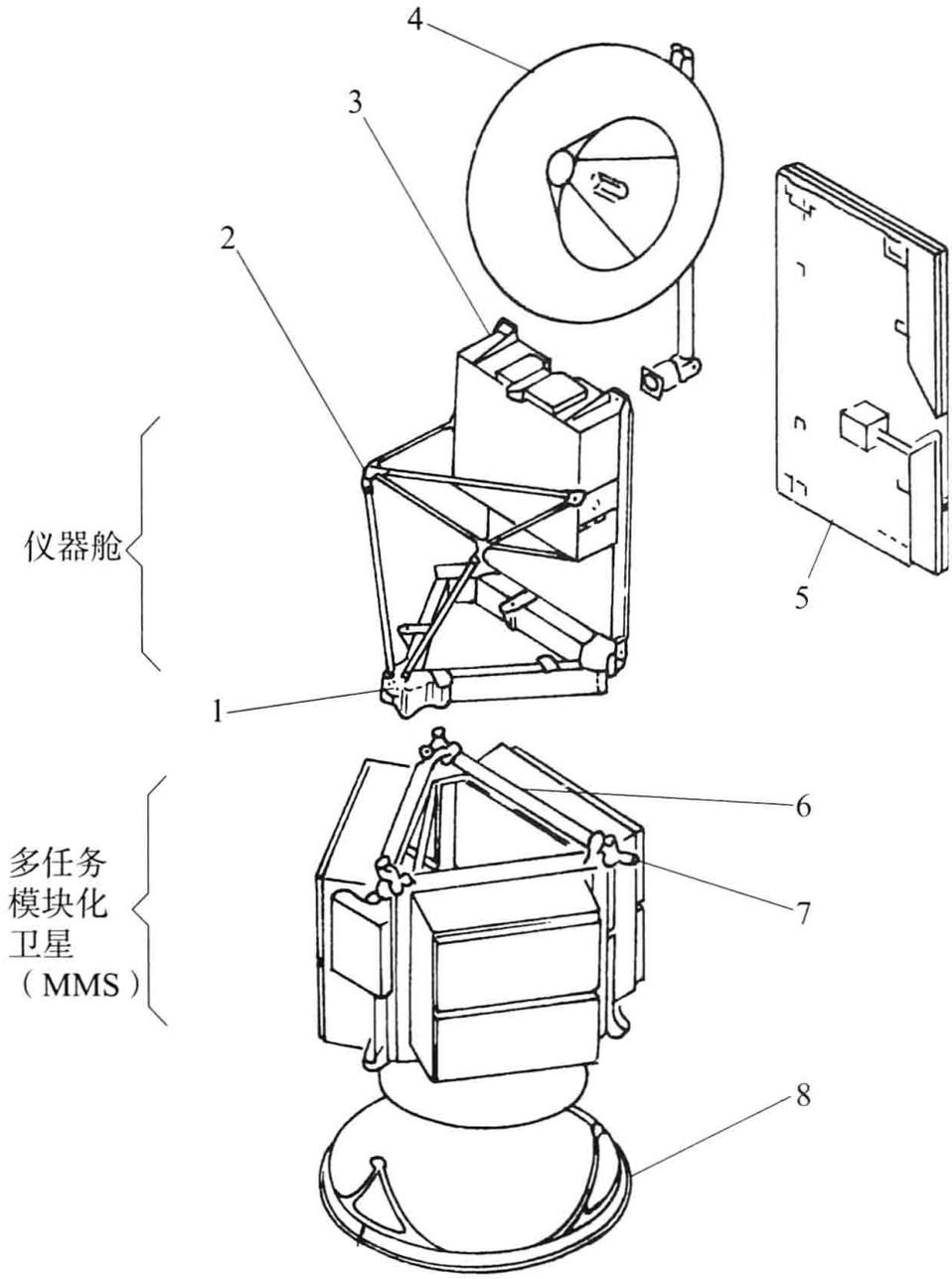
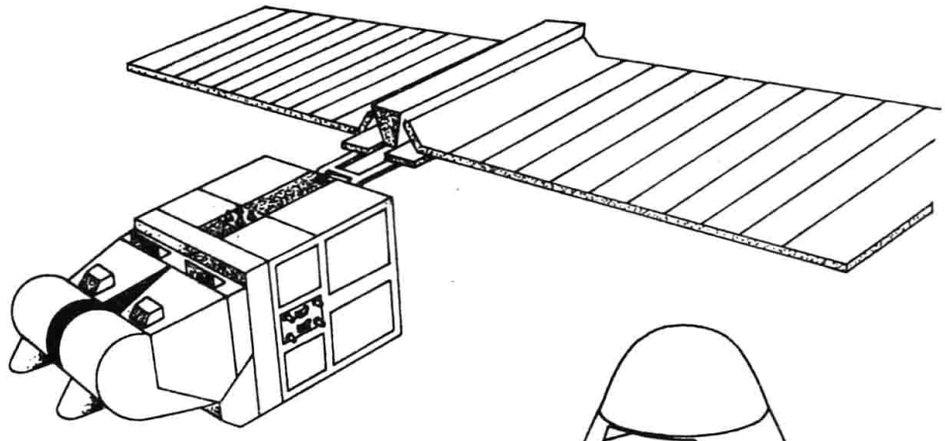
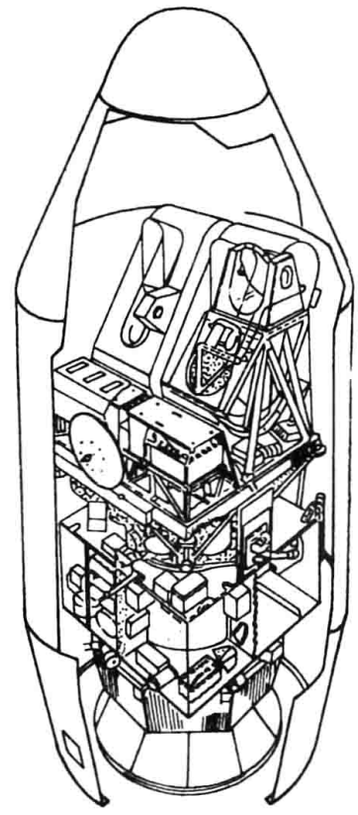


图 7－15　美国陆地卫星 4 号的构形分解图

1—有效载荷适配器；2—下部支承结构；3—上部支承结构；
4—折叠式跟踪与数据中继卫星天线；5—折叠式太阳能电池阵；
6—多任务模块化卫星转接适配器；7—预留适配器；
8—运载火箭与卫星连接件



（a）外形



（b）内部构造

图 7－16　法国斯波特卫星的构形图

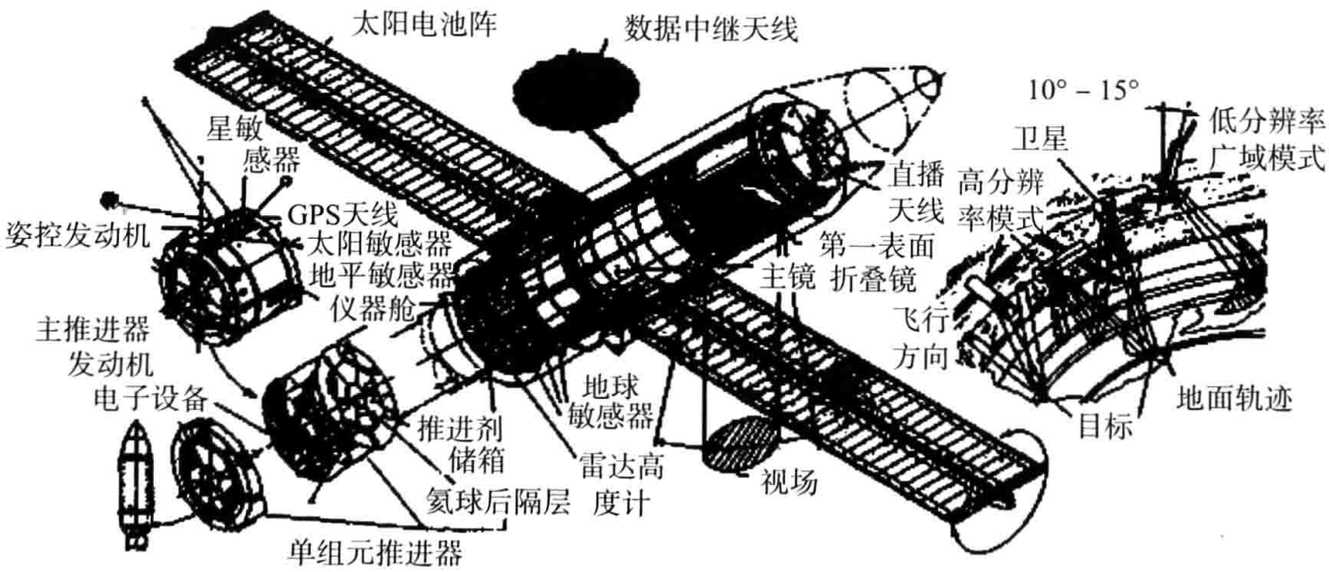


图 7－17　美国高级 KH－11 卫星构形

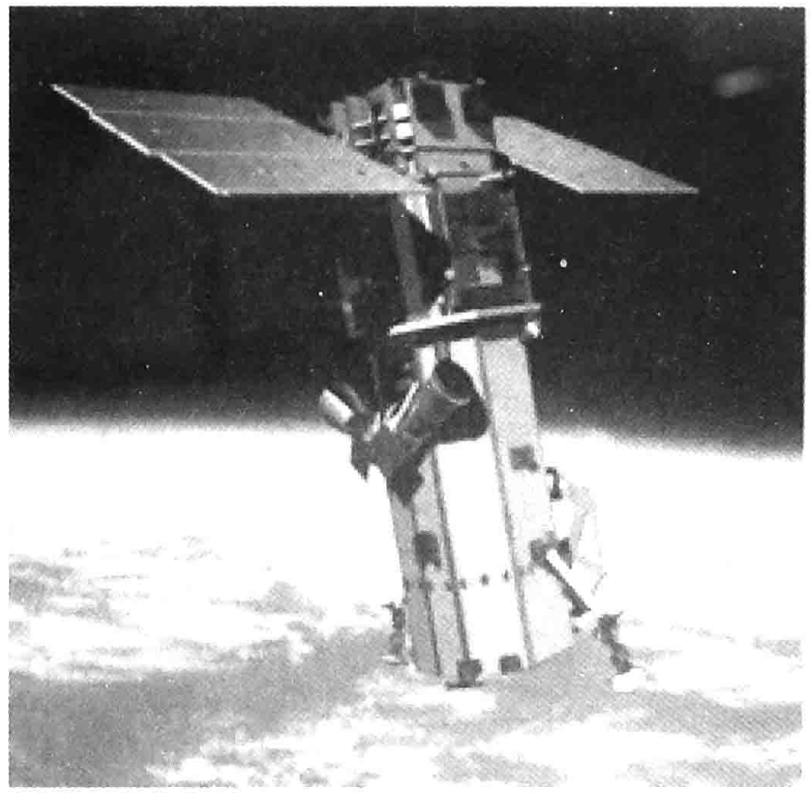


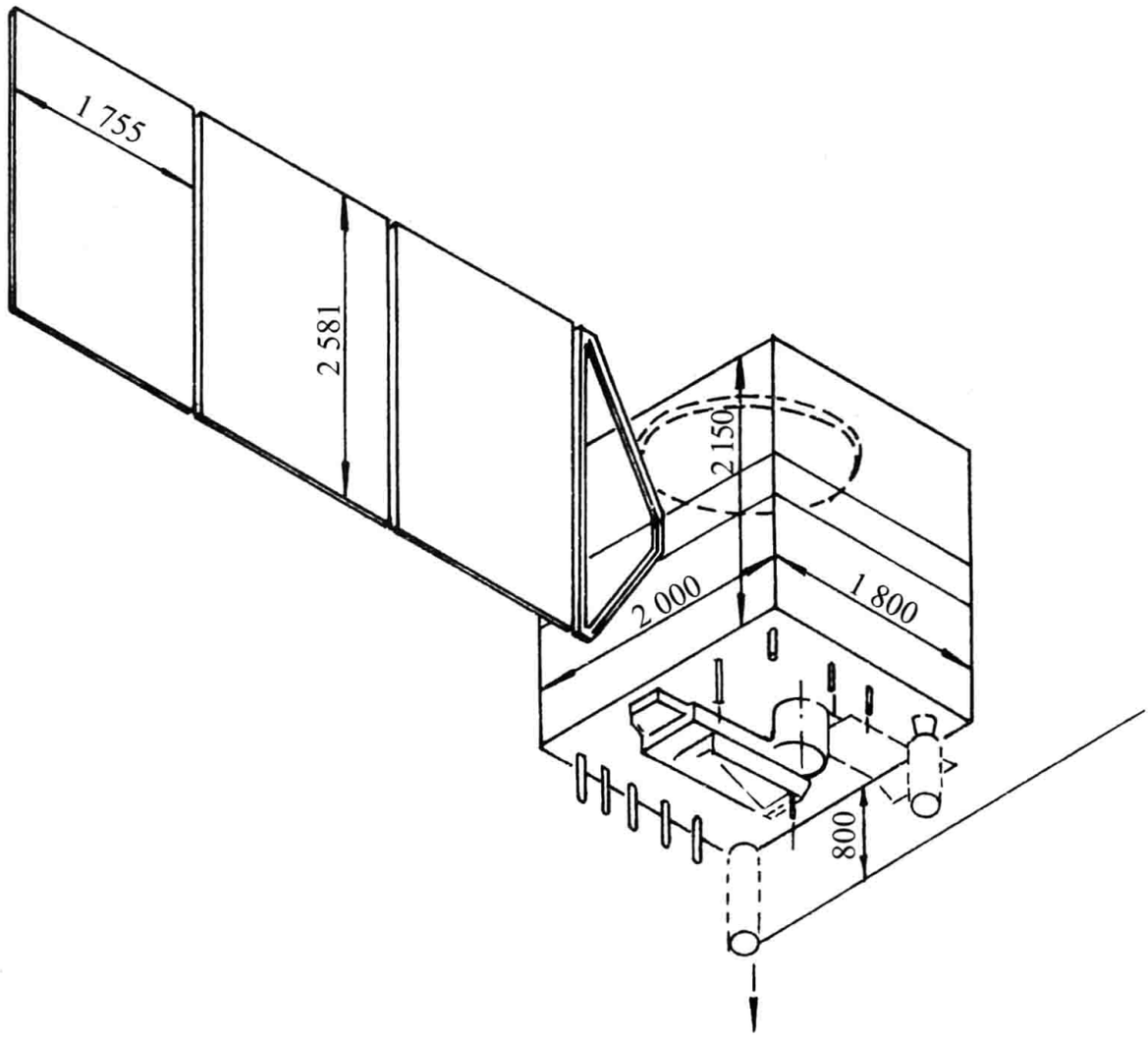
图 7－18　美国世界观测－2 卫星的在轨飞行状态

7.3.5　为满足特殊要求的特殊构形

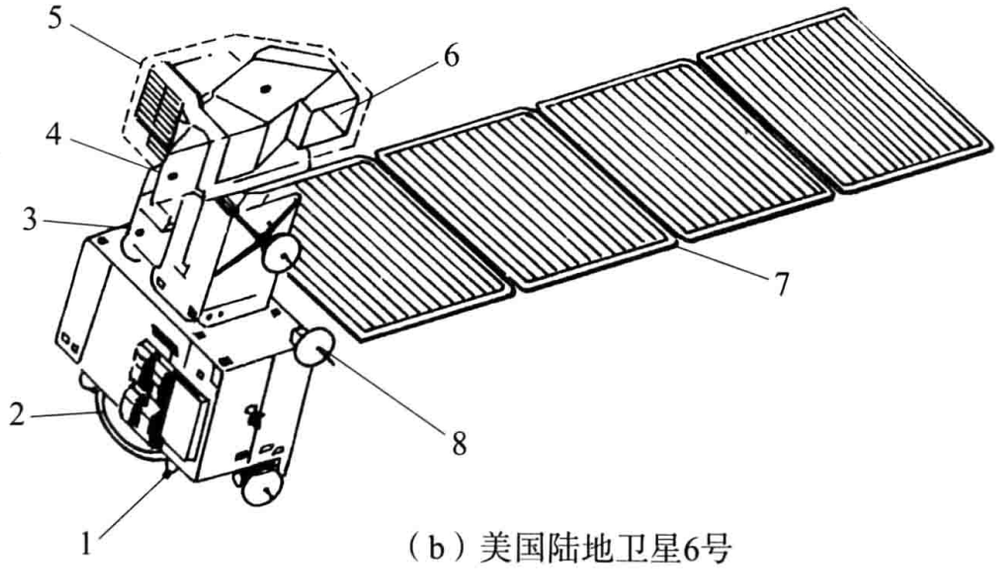
上面已讨论过卫星构形设计的一般要求，所有的卫星构形都应满足这些一般的要求。有些卫星在一般要求之外还有一些特殊的要求，在特殊要求中有的要求会影响卫星的构形，或者说需要在构形中作一些特殊的考虑才能满足特殊要求。

（1）单太阳帆板卫星的构形

图 7－19（a）是中国和巴西合作研制的资源卫星，7－19（b）是美国陆地卫星 6 号的构形图。这两颗卫星都是单太阳帆板的卫星构形。所谓单太阳帆板，指太阳帆板只安装在卫星的一侧，也就是要求一侧对太阳而另一侧不对太阳的构形。单太阳帆板形成较大的不对称布局对控制系统会提出较高的要求。采用这种构形的原因，是因为卫星的有效载荷上有红外探测器（相机），需要制冷设备制冷，制冷设备要求不对太阳。



（a）中巴资源卫星



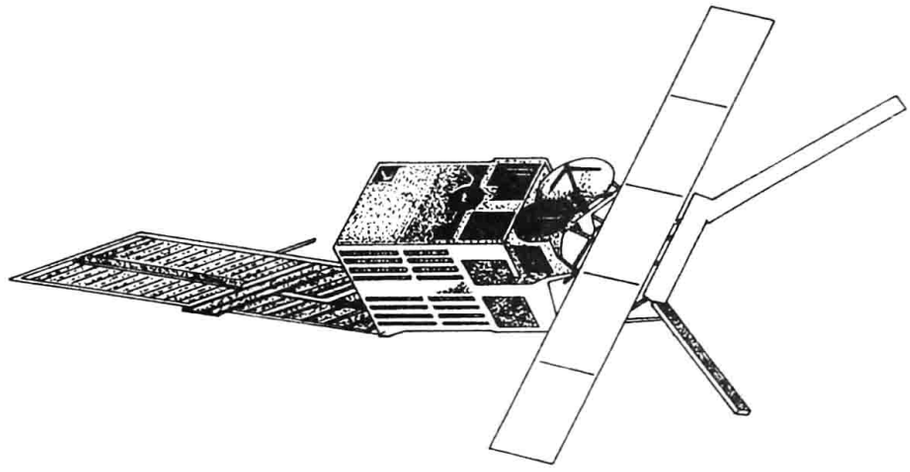
（b）美国陆地卫星6号

图 7－19　中巴资源卫星和美国陆地卫星 6 号的构形图

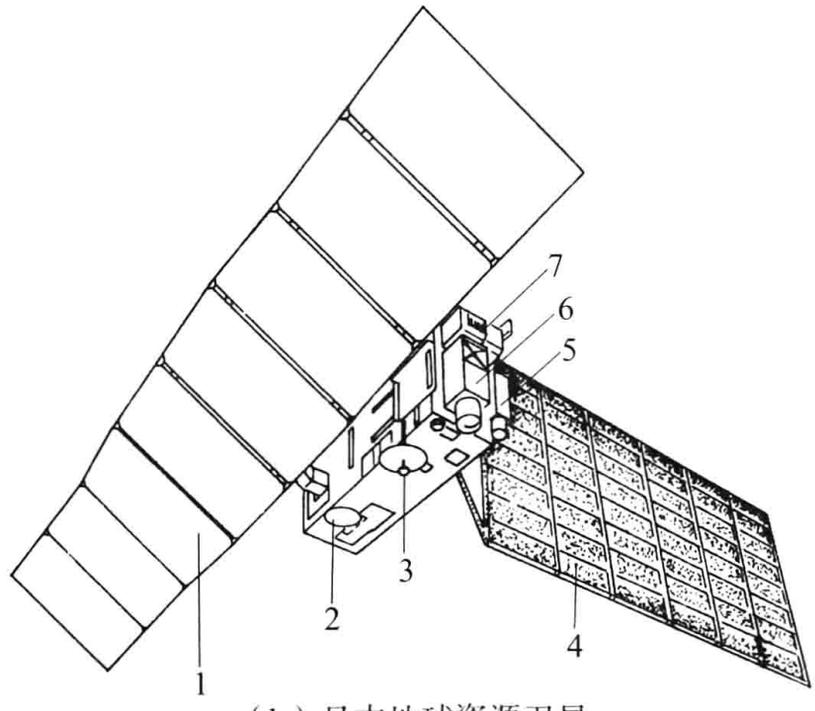
1—轨道控制助推器（四组）；2—电池；3—增强型主题测绘仪（ETM）电子设备；4—制冷器门；5—增强型主题测绘仪；6—成像孔；7—太阳能电池帆板；8—可定向天线（三组）

（2）有合成孔径雷达的对地观测卫星的构形

合成孔径雷达（SAR）有一副大的、必然是展开式的帆板天线。载有合成孔径雷达的对地观察卫星，从构形上看至少有两副大的帆板式构件，其中：一副对地（雷达天线），另一副对太阳（太阳帆板）。图 7－20（a）是欧洲资源卫星的构形，从两副大帆板式的构形就知道是合成孔径雷达卫星。图 7－20（b）是日本地球资源



（a）欧洲资源卫星



（b）日本地球资源卫星

图 7－20　合成孔径雷达对地观察卫星构形图

1—合成孔径雷达天线；2—S 波段天线；3—观测数据发射机天线；4—太阳能电池帆板；5—可见光与近红外辐射计；6—短波红外辐射计；7—观测数据记录仪

卫星的构形，这两颗卫星不仅有合成孔径雷达卫星构形的特点，而且有单太阳帆板卫星构形的特点。

（3）搭载卫星的构形

所谓搭载卫星指在运载火箭发射主卫星时有富裕的载荷质量和箭头空间，允许顺便搭载发射的卫星。这类卫星的构形受到运载火箭所规定的搭载条件（如允许的尺寸、质量和外形）以及规定的装配和接口等的制约。搭载卫星的构形因其所搭载的运载器的条件而各式各样，很难找出一定的规律性。不过对一定的运载火箭，它的搭载卫星的构型，相对而言却是相当规范化的。图 7－21 是长征四号乙运载火箭搭载卫星的构形图。

一箭多星发射，从本质上看，与搭载星的构型的特点和因与主星共处于一个整流罩内而形成的构型特点是一致的。图 7－21 为一个一箭多星整体构型的例子。

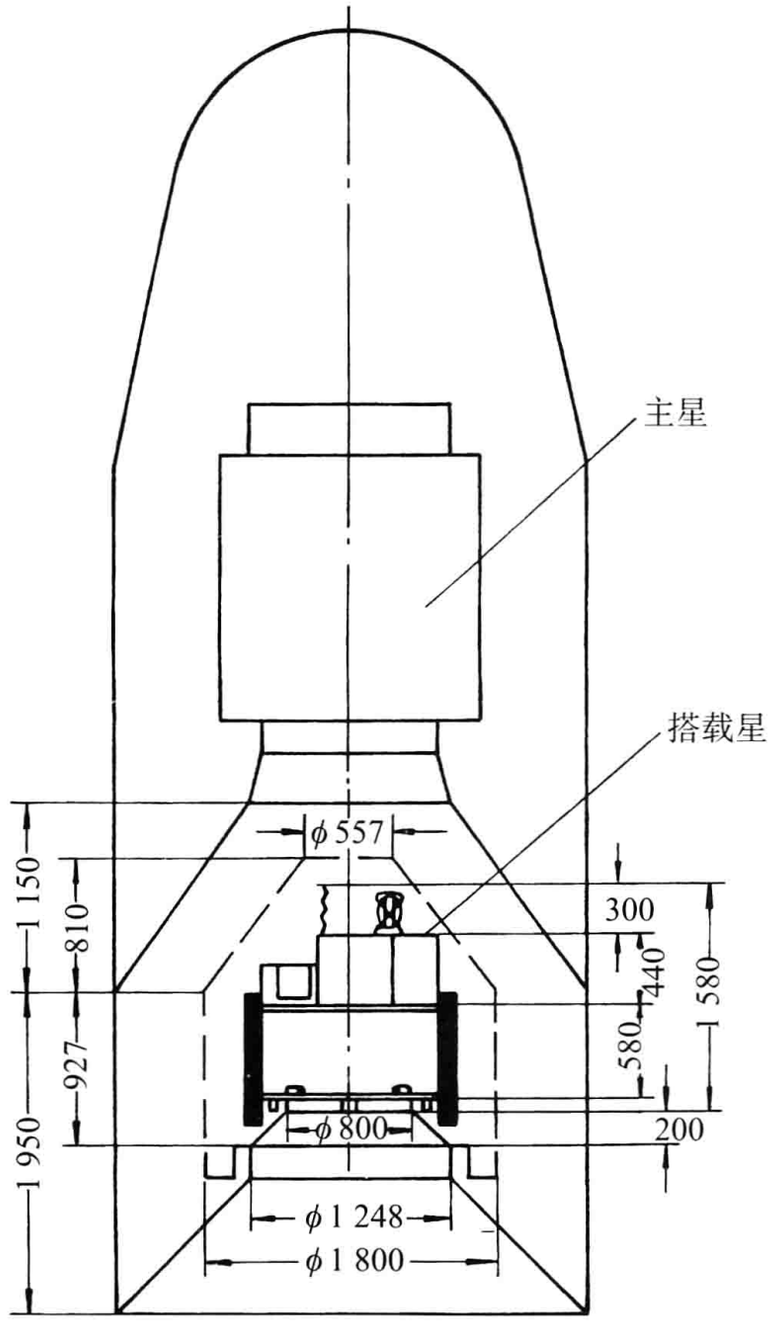
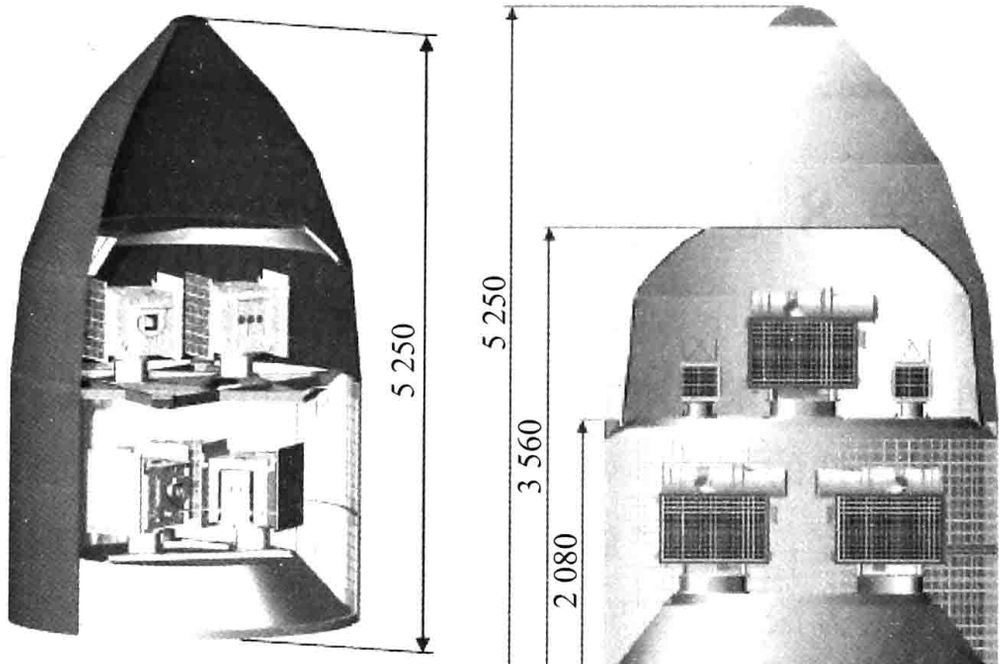


图 7－21　长征四号乙运载火箭搭载卫星构形图



俄罗斯宇宙号一箭多星发射

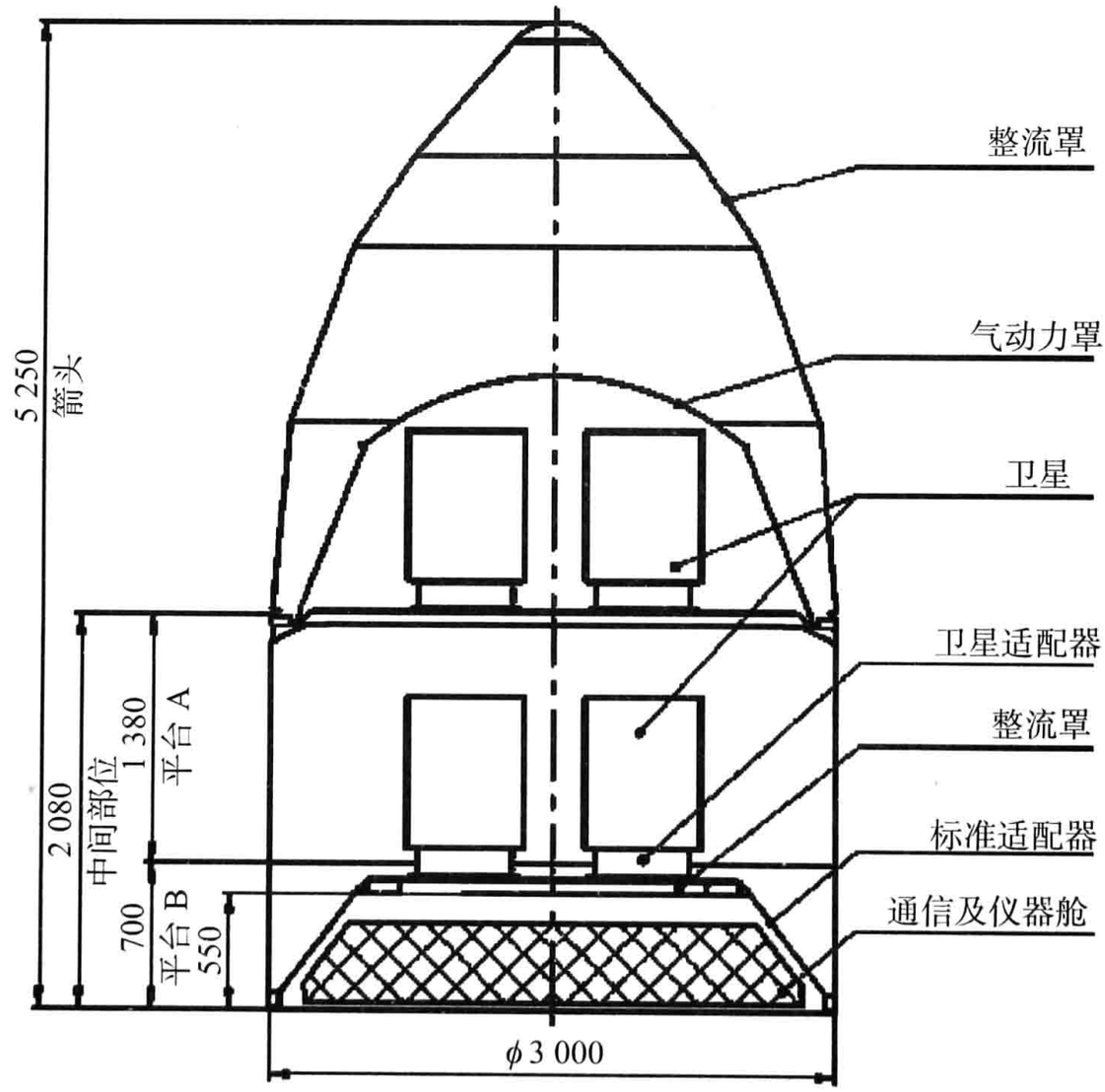


图 7－21　一箭多星在火箭上的整体构型举例

第 8 章　卫星可靠性设计

可靠性在工程技术学中，早已形成为一门专门的学科。对可靠性的理论、可靠性的定义、可靠性的试验、产品可靠性的预计预测等都有深入的研究，提出了成套的保证产品可靠性和质量的、有效的、实际可用的方法。

随着科学技术的发展，产品特别是像自动化程度和硬件密度很高的卫星产品，采用信息及计算机技术的比重越来越高。在卫星工程系统中，采用的信息及计算机技术一般是一系列按照特定顺序组织的计算机和指令的集合，称为软件的技术。国际上软件的定义是与计算机系统有关的计算机程序、规程、规则，以及可能有的文件、文档及数据。

软件与硬件不同，是计算机系统中的逻辑实体而不是物理实体，具有抽象性。软件没有明显的制作过程，开发是其形成的过程，一旦开发成功，可以大量拷贝同一内容的副本。软件在运行过程中，不含因时间的增长而出现的磨损和老化问题，也就是说它的可靠性不是工作时间的函数。软件的开发、运行在很大程度上依赖于计算机系统，受到计算机系统的支持和制约。

卫星上开发并使用的软件，是针对卫星整星、分系统及设备在卫星上为实现他们功能所需而提供的服务，称为应用软件。应用软件的开发需要正确选用适合的、主要由操作系统和支撑软件组成的系统软件。开发一颗卫星上的应用软件是一个相当繁杂的过程。这个过程，一般包括问题定义、可行性分析、需求分析、总体设计、详细设计、编码、测试、更新、综合测试等过程。应用软件的开发

有很强的针对性，一般都由卫星的研制和制造者根据其所制定的规则或标准实施。系统软件、应用软件的可靠性，一般靠开发的每一程序的可用性和经济性来间接保证。软件可靠性，还没有发展成为一门专门的学科。有鉴于此，本章所阐述的内容，适用于卫星硬件和能给出明确的可靠性数据的软件的范围，不涉及一般的软件开发及其可用性和经济性的问题。

8.1　卫星的可靠性

8.1.1　卫星可靠性的定义

一个工程项目的质量不仅包含性能、外观和内涵等项，还包含寿命、可靠性和有效性等项。可靠性是工程项目在规定条件下和规定时间内完成规定任务的概率。有效性是工程项目在规定的维护修理使用条件下，在某一（随机的）时刻开始执行任务之前处于良好状态（可以执行任务的状态）的概率。可见，有效性是由可靠性和维修性综合确定的。

维修性是指可维修的工程项目在规定的使用条件下，按规定的程序和方法进行维修使其保持或恢复规定功能的能力。维修是使工程项目从故障或失效状态转变到良好状态的一种手段。故障或失效状态指的就是不能完成规定功能的状态。一般对可维修的工程项目常用“故障”表示不能完成规定功能的状态，对不可维修的工程项目常用“失效”表示不能完成规定功能的状态。

在国标 3187—82《可靠性基本名词术语及定义》中，可靠性定义为“产品在规定条件下和规定时间内，完成规定功能的能力”。除可靠性定义外，此标准还提出可靠度作为可靠性特征量的表示，其定义为“产品在规定条件下和规定时间内，完成规定功能的概

率”。在上述两项定义中，“产品”一词指作为单独研究和分别试验对象的任何元件、器件、设备、系统或整体。“产品”的含义与工程设计学的“工程项目”的含义相同。在本书中，“产品”就是指单独研究和分别试验的卫星，它的分系统、设备、组件、器件或元件，也称“卫星产品”。实际上，产品“完成规定功能的能力”也只有用它“完成规定功能的概率”加以表示。因此，一般可靠性与可靠度两词可以互相通用，但常用可靠性一词。美国国家航空航天局对可靠性定义为“一个产品在所遇到的工作条件下在规定的时间内性能符合要求的概率”。这个定义与国标 3187—82 的定义和本节对可靠性的解释都是相容的。

卫星是一种在空间轨道上高度自动化工作的工程项目，在其工作寿命期间一般是不能进行维修的。或者说，卫星是按不可维修的工程项目进行设计的。因此，在卫星的可靠性设计中一般没有维修性的设计，当然也就没有有效性的设计。一般而言，在卫星工程系统的研制中，卫星的研制工作占有主导地位，与卫星同级的其他系统的研制工作往往都按“与卫星协调配套”的方式安排。卫星正样合格出厂，一般就运往发射场进行发射，基本上没有正样卫星研制出来后存贮几年才进行发射的情况。因此，卫星整星的可靠性设计可不考虑因存贮而使可靠性下降的问题。但是，对卫星的设备、组件、部件、器件和元件因存贮环境和时间长而老化等引起的问题则不能忽略，在可靠性设计中必须考虑。

8.1.2 卫星可靠性设计

卫星产品的质量在其设计、制造、发射、运行和返回等各个阶段都应该确实予以保证。设计阶段是创制卫星产品的初始阶段，保证此阶段卫星产品设计的质量，对卫星的整个研制工作尤其重要。如果设计阶段制定出的卫星设计任务书的要求和条件不切合本国的

实际或达不到满足社会特定需求的目的，那么，按此任务书设计得出的、满足任务书要求和条件的卫星设计，并根据此设计资料制造并发射入轨的卫星，当然也不能满足社会的特定要求。这样的卫星实质上是一个上了天的、但没有多大用处之物，是一项大的浪费。在卫星设计任务书正确合理的前提下，如果设计阶段设计出来的卫星满足不了任务书的要求或适应不了规定的条件，那么，按此设计制造出来并发射入轨的卫星不过是一个次品或废品，对整个卫星工程的研制当然也是很大的浪费。

任何一个卫星型号的设计任务书都应有功能性指标、轨道寿命指标和可靠性指标的要求。卫星的可靠性指标应遵循卫星工程系统和卫星整体优化的原则，从实际出发综合卫星的经济性、风险性、研制部门的技术基础和设计师队伍状况等因素，经过详细地分析计算、折衷平衡后慎重提出。可靠性指标应该是一个既能保证卫星在工作寿命期间处于可执行规定任务状态的、又是在设计任务书规定条件下实际可以达到的指标。不必要的高指标必然影响卫星的经济性和延长研制周期，给整体优化带来负作用，这是设计师思想保守的一种表现。

卫星产品的可靠性是设计出来的。如果作为设计依据的卫星设计任务书有差错（例如：功能性指标不能满足社会的特定需求，可靠性指标不合理或设计要求主次不分甚至颠倒等），如果卫星设计的水平不高（例如：选优不当，技术途径不佳，构形不优，或用了不合适的线路、元件、器件，采用不恰当的材料或工艺等），那么，不论如何严格控制生产过程，得出来的卫星总还是有不合适、不恰当或不合理问题存在。这种卫星的可靠性是有问题的。在卫星的设计阶段认真地进行可靠性设计，可以在一定程度上暴露和纠正设计任务书的差错，可以找出设计上的薄弱环节，改善这些环节，从而提高卫星的可靠性。卫星的设计决定了它的固有可靠性。

卫星的可靠性是生产出来的。卫星及其分系统的生产厂和卫星的总装厂必须依据卫星设计部门提供的图纸资料进行生产，要努力实现设计的意图和控制生产过程，使生产出的卫星达到设计的固有可靠性。

卫星的可靠性也是管理出来的。实际工作中由于管理不善和不按客观规律办事而引入不可靠因素使卫星达不到设计的可靠性或降低了卫星可靠性的事例不少。因此，严格的科学管理和按客观规律办事，对卫星的可靠性的保证是很重要的。

卫星可靠性设计是卫星设计的一项特殊和重要的内容，是一项分析和提出卫星可靠性指标并且预测、分配和修订卫星可靠性指标的技术。所有的卫星设计师都必须掌握此项技术并能在设计过程中运用此项技术。卫星可靠性设计利用各设计程序中的有关数据、图纸、文件、资料建立相应的可靠性模型用以进行可靠性指标的计算、分析、预测、分配和修订，一般有如下几项内容。

1）在外部设计程序中，根据明确的卫星的定义、卫星的任务及目标和卫星的外部工程环境及社会环境，参考同类或相近的卫星，经计算和分析提出卫星初步设计任务书的可靠性指标。

2）根据设计得出的卫星设想方案和可行方案设计，作出卫星可靠性的预测（估计）并与初步设计任务书的可靠性指标进行比较。如预测与指标不符，则从实际出发或修订设计任务书的可靠性指标，或修改卫星的设计。

3）在总体方案设计阶段，完成卫星各分系统的可靠性指标的分配。在分系统方案设计阶段，完成组成分系统的子系统的可靠性指标的分配。

4）在详细设计阶段，随着设计工作的进展调整可靠性的分配值并解决存在和出现的问题，最终使由组成各分系统的各子系统的可靠性综合得出的分系统的可靠性和由各分系统综合得出的卫星可

靠性符合正式的卫星设计任务书规定的指标。

5）在有需要时，进行失效模式、后果及严重度分析（Failure Mode/Effect and Criticality Analysis），找出导致严重后果的失效环节以改进设计和提高可靠性。或者进行失效树分析（Fault Tree Analysis）以摸清所分析系统的故障情况，找出薄弱环节并加以改善。

8.1.3　对卫星可靠性有重要影响的设计准则

此准则可概括为，在可以满足卫星的性能要求的情况下，尽可能采用技术成熟度高的、组成和结构简洁的、局部故障不致造成系统故障的和预测可靠性高的分系统、设备、部件和组件，以提高卫星的固有可靠性。按这几项准则设计的卫星，符合整体优化的设计原则，其可靠性的提高不是建立在系统的冗余化和技术的高要求的基础上。这样进行设计，不仅可提高可靠性，同时还可以缩短卫星的研制周期和降低卫星的研制费用。

下面对上述几项设计准则作一些讨论。

（1）采用成熟度高的技术

卫星设计师在设计卫星时采用的技术，视设计师系统本身和其所在的部门对技术掌握程度之不同，按本书第 2 章第 2.1.6 节所述概括地可以分为成熟技术、待成熟技术、不成熟技术和新技术四类。

在卫星上采用成熟技术和待成熟技术，可以获得高的可靠性，易于保证卫星的高质量，同时还降低了卫星的风险、缩短了研制周期，从而减少了卫星的费用，提高了效益。在卫星上采用不成熟技术，一定要持慎重态度。一般在概念设计阶段设计师只能提出采用这一类技术的意向和可能性。是否决定采用，有待于在方案设计阶段对想采用的不成熟技术的研究、试验、攻关和验证的结果才能决定。

一项技术，是成熟的、延伸的或是不成熟的，一定要根据设计师及其所在部门的具体情况实事求是地加以判别。别人的成熟技术对自己而言可能是不成熟的，反之亦然。对这个卫星型号而言是成熟的，在另一个条件和要求完全不同的卫星型号上可能就是不成熟的，反之亦然。

采用新技术对卫星的先进性很有影响。新技术属于不成熟技术中的一类。因此，必须像对待不成熟技术一样，必须经过研究、试验和攻关，验证确认适合和值得在卫星上采用才能选用。采用新技术风险大，要得到高可靠性需做很多工作。因此，采用新技术的卫星型号其研制经费会增加，如先期研究工作处理不当，则研制周期也会加长。

有经验的卫星设计师，在设计卫星时一般都力求采用成熟技术和成熟技术的延伸技术去实现卫星的全部指标和要求，但是，这往往很难做到，所以，在卫星设计中采用不成熟技术和新技术是很经常的。这样，慎重选用和严格控制不成熟技术和新技术的量和项，就是所有卫星设计师应自觉遵守的一项设计准则。

(2) 卫星的组成和结构简洁

组成和结构简洁指组成卫星的分系统以及构成分系统的子系统、设备、组件等和构成子系统、设备和组件的零部件、元器件等要尽可能少，它们的结构要尽可能简单，线路等要尽可能简明，工艺要成熟和更换要容易等。采用集同设计的方法，比常用的系统分层综合设计方法，更容易达到组成和结构简洁，因而也就容易达到较高可靠性，从而获得因可靠性高而带来的众多好处。这就要求卫星设计师在进行卫星设计时，严格遵守整体优化原则、具有务实和简朴的作风和认真负责的态度。

(3) 局部故障不导致系统故障

卫星是工作寿命期间不能维修的产品。因此，局部故障不会导

致系统故障的设计准则，对卫星设计就显得很重要。此准则的实现要通过可靠性设计，要点是在可靠性设计中使各局部的可靠性达到分配的指标和尽可能地避免“单点故障”。所谓“单点故障”指系统中有一处故障就会导致全系统故障的一种故障模式，它是可靠性技术中的一个术语。

（4）预测可靠性高

在卫星设计中所有的可靠性都是预测可靠性，实际的可靠性都是未知的。选用预测可靠性高的产品，实际上就是选用可靠性高的产品。一个产品，如果它的有关可靠性的数据多，那么对它的可靠性预测的置信度就高，也就是预测值和实际值比较接近或比较相符。选用预测可靠性高的产品，也就是选用置信度高的可靠性的系统、设备、组件、线路和元器件。这样设计有较大的把握得出高可靠性和高质量的卫星。

由于完全相同的或基本相同的卫星整星产品数量不是很多，因此卫星整星的可靠性的数据也不多，其可靠性的置信度一般不高，在可靠性设计中对置信度一般也不提硬性的要求和指标。

8.1.4　可靠性的基本概念

（1）可靠性的古典概率表示

设有一定数量（N_0 个）产品受试验（工作），在 t 时刻后有 $N_s(t)$ 个未失效（无故障）、有 $N_f(t)$ 个失效（有故障）。显然

$$N_0 = N_s(t) + N_f(t)$$

这种产品在 t 时刻未失效的概率的估计值 $\hat{P}$，即可靠性 $R(t)$ 为

$$\hat{P} = R(t) = \frac{N_s(t)}{N_s(t) + N_f(t)} = \frac{N_s(t)}{N_0} \tag{8-1}$$

随着试验继续进行，$N_s(t)$ 会趋于减少，$N_f(t)$ 会趋于增多，$R(t)$ 则会逐渐降低。从这种无替换试验中，可以看到可靠性是时间

的函数。

(2) 不可靠性

不可靠性的定义可由可靠性的定义得出。产品在规定条件下和规定时间内不能完成规定功能的概率称为不可靠性。

不可靠性的古典型概率表示为

$$F(t)=\frac{N_{\mathrm{f}}(t)}{N_{\mathrm{s}}(t)+N_{\mathrm{f}}(t)}=\frac{N_{\mathrm{f}}(t)}{N_{\mathrm{o}}} \tag{8-2}$$

显然，不可靠性也是时间的函数。由式（8-1）和式（8-2）可得

$$R(t)+F(t)=1$$

也就是说未失效与失效是互补（相互排斥）事件。

(3) 失效密度函数

式（8-1）和式（8-2）可以改写为

$$R(t)=1-\frac{N_{\mathrm{f}}(t)}{N_{\mathrm{o}}} \tag{8-3}$$

$$F(t)=\frac{N_{\mathrm{f}}(t)}{N_{\mathrm{o}}}=\int_0^t\frac{1}{N_{\mathrm{o}}}\frac{\mathrm{d}N_{\mathrm{f}}(t)}{\mathrm{d}t}\mathrm{d}t \tag{8-4}$$

令

$$f(t)=\frac{1}{N_{\mathrm{o}}}\frac{\mathrm{d}N_{\mathrm{f}}(t)}{\mathrm{d}t} \tag{8-5}$$

$f(t)$ 是产品在 $\mathrm{d}t$ 区间的单位时间失效的概率，称为失效密度函数。显然，产品的失效概率

$$F(t)=\int_0^t f(t)\mathrm{d}t \tag{8-6}$$

$$F(\infty)=\int_0^\infty f(t)\mathrm{d}t=1 \tag{8-7}$$

式（8-7）说明，任何产品继续使用（工作）下去，最终总要完全失效。

由式（8-3）、式（8-4）、式（8-7）可得

$$R(t)=1-\int_0^t f(t)\mathrm{d}t=\int_t^\infty f(t)\mathrm{d}t \tag{8-8}$$

同时，可以将 $f(t)$ 表示为

$$f(t) = -\frac{\mathrm{d}R(t)}{\mathrm{d}t} \tag{8-9}$$

可靠性 $R(t)$、不可靠性 $F(t)$ 和失效密度函数 $f(t)$ 三者的关系如图 8-1 所示。

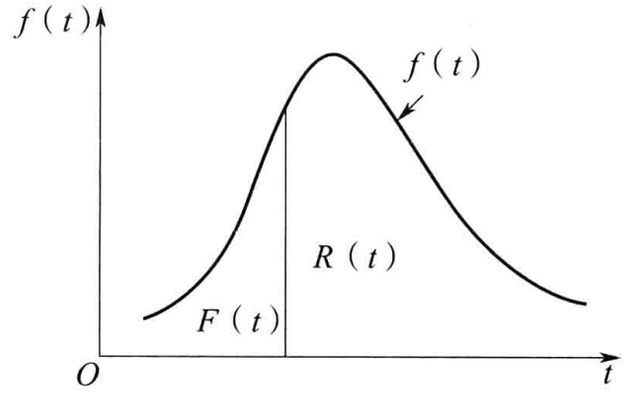


图 8-1　$R(t)$、$F(t)$ 和 $f(t)$ 的关系

(4) 失效率

失效率的定义是产品工作到 t 时刻后单位时间内发生失效的概率，一般用 $\lambda(t)$ 表示。设 N_0 个产品工作到 t 时刻的失效数为 $N_f(t)$，再工作 Δt 时失效数为 $N_f(t+\Delta t)$，则失效率 $\lambda(t)$ 可用下列经验公式表示

$$\lambda(t) = \frac{N_f(t+\Delta t) - N_f(t)}{[N_0 - N_f(t)]\Delta t} \tag{8-10}$$

式 (8-10) 可用来说明失效率的定义，但不便用于计算。一般可由式 (8-5) 和式 (8-9) 得出单位时间的失效数

$$\frac{\mathrm{d}N_f(t)}{\mathrm{d}t} = N_0 f(t) = -N_0 \frac{\mathrm{d}R(t)}{\mathrm{d}t}$$

将上式除以 $N_s(t)$，就得出失效率

$$\lambda(t) = \frac{1}{N_s(t)} \frac{\mathrm{d}N_f(t)}{\mathrm{d}t} = -\frac{N_0}{N_s(t)} \frac{\mathrm{d}R(t)}{\mathrm{d}t} \tag{8-11}$$

由式 (8-11) 可知，失效率是未失效的产品在 t 时刻的单位时间内失效的概率。

已知 $R(t) = N_s(t)/N_0$，由此可得

$$\lambda(t) = -\frac{1}{R(t)}\frac{\mathrm{d}R(t)}{\mathrm{d}t} \tag{8-12}$$

式（8-12）是失效率 $\lambda(t)$ 的一般表达式。把式（8-9）代入式（8-12）得

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{R(t)} \tag{8-13}$$

式（8-13）是失效率与失效密度函数和可靠性的关系式。

失效率是时间的函数。一般，$\lambda(t)$ 随时间变化有三种形式，即递减失效率、稳定失效率和递增失效率。实际的产品，如果是不可维修的或是可维修但没有进行过维修的，它们的失效率随时间的变化情况如图 8-2 所示。

图 8-2 所示的这条由递减—稳定—递升失效率连接起来的曲线很像一个浴盆，习惯上称浴盆曲线。

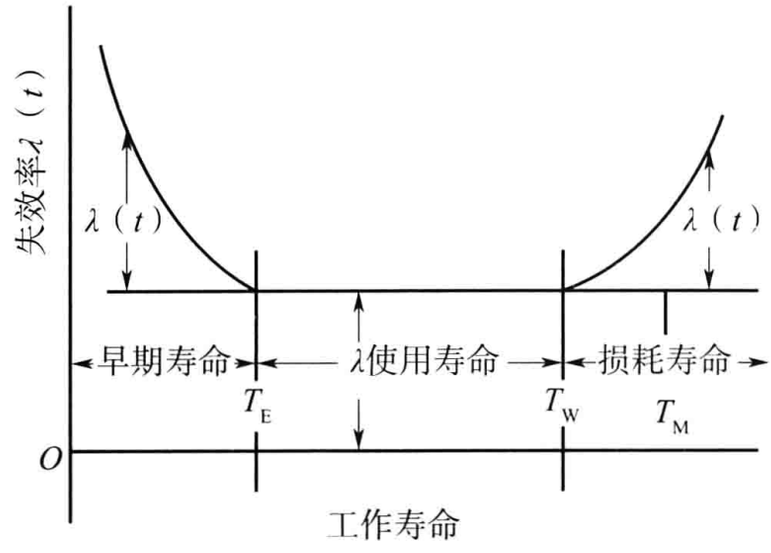


图 8-2 失效率随工作寿命变化的情况

对卫星及其组成而言，失效率递减的这段时期称为早期失效期。这一时期失效发生的原因主要是工艺和制作的缺陷。一般用“筛选”、“老练”、“调试”、“试运转”等办法，使产品失效率下降到稳定值后才正式使用或运行。用这些办法使有缺陷的、不合格的

局部产品在 T_E 之前失效，剔除、更换、修理或改正这失效部分后，失效率就趋于稳定。

失效率稳定的这段时间也就是使用或工作最佳的时期，称为使用寿命期或工作寿命期。这段时期也是失效率最低的时期。在此期间，失效是随机或偶然发生的，是不可预计的。

当工作的“年龄”到达 T_w 之后，开始出现退化失效，从此失效率递增。失效率递增是由于产品或其组件的寿命已达设计的额定值，此时的老化和损耗程度已达到可使产品或其组件失效的程度。因而，随时间的推移失效率上升。

图 8－3 给出以浴盆曲线表示的上述 3 个时期内的失效率与失效密度函数和可靠性之间的关系

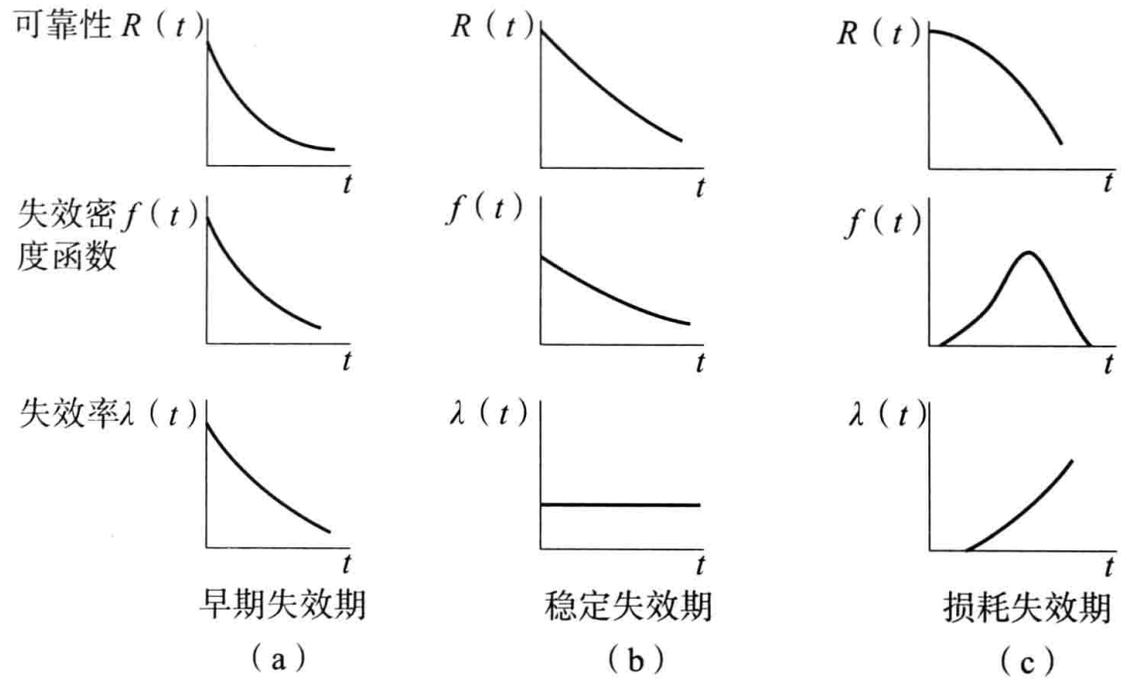


图 8－3　$R(t)$、$f(t)$ 和 $\lambda(t)$ 的关系示意图

（5）可靠性函数

由式（8－12）可得

$$\lambda(t)\mathrm{d}t = -\frac{\mathrm{d}R(t)}{R(t)}$$

将上式从 0 到 t 进行积分，可得

$$\int_0^t \lambda(t)\mathrm{d}t = -\ln R(t)$$

即
$$R(t) = \exp\left[-\int_0^t \lambda(t)\mathrm{d}t\right] \tag{8-14}$$

式（8-14）是可靠性的一般表达式。在失效率 $\lambda(t)$ 与时间无关（为常数）的情况下，有

$$R(t) = \exp(-\lambda t) \tag{8-15}$$

讨论图 8-2 所示的情况。图中：

$\lambda_e(t)$ 为早期失效期的失效率。在早期失效期间，损耗寿命期的失效率 $\lambda_w(t)$ 可以忽略不计。

λ_u 为使用寿命期的失效率（不随时间变化）。在使用寿命期间，$\lambda_e(t)$ 和 $\lambda_w(t)$ 均可以忽略不计。

$\lambda_w(t)$ 为损耗寿命期的失效率。在损耗寿命期间，$\lambda_e(t)$ 可忽略不计。

一个由 N_0 个元器件组成的设备或分系统和由分系统组成的卫星，既有早期失效，也有使用和损耗寿命期间的失效。因此，可靠性的一般表达式为

$$R(t) = R_e(t)R_u(t)R_w(t) \tag{8-16}$$

也就是

$$R(t) = \exp\left\{-\int_0^t [\lambda_e(t) + \lambda_u + \lambda_w(t)]\mathrm{d}t\right\} \tag{8-17}$$

或
$$R(t) = \exp\left[-\int_0^t \lambda_e(t)\mathrm{d}t\right]\exp\left[-\int_0^t \lambda_u \mathrm{d}t\right]\exp\left[-\int_0^t \lambda_w(t)\mathrm{d}t\right] \tag{8-18}$$

（6）失效前平均工作时间（Mean Time to Failure，简写为 MTTF）

设 N_0 个产品从时间 $t_{i=1}$ 工作到 t_i 时，产品失效的数目为 ΔN_{fi}，则这 N_0 个产品的总的持续工作时间为 $\sum_{i=1}^{n} t_i \Delta N_{fi}$。一个产品的平均

工作时间则为

$$E(t) = \frac{1}{N_0}\sum_{i=1}^{n} t_i \Delta N_{fi} = \sum_{i=1}^{n} t_i \frac{\Delta N_{fi}}{N_0} \tag{8-19}$$

当 $n \to \infty$、$\Delta t \to 0$ 时

$$\frac{\Delta N_{fi}}{N_0} \longrightarrow \frac{1}{N}\frac{\mathrm{d}N_{\mathrm{f}}(t)}{\mathrm{d}t}\mathrm{d}t$$

这样，利用式（8-5），式（8-19）可改写为

$$\mathrm{MTTF} = E(t) = \int_0^{\infty} tf(t)\mathrm{d}t = -\int_0^{\infty} t\frac{\mathrm{d}R(t)}{\mathrm{d}t}\mathrm{d}t \tag{8-20}$$

$E(t)$ 也可以理解为产品不失效时间的数学期望值。

通过分部积分可得

$$\mathrm{MTTF} = -tR(t)\Big|_0^{\infty} + \int_0^{\infty} R(t)\mathrm{d}t$$

当 $t = 0$ 时，$R(t) = 1$；$t \to \infty$ 时，$R(t) = 0$，则有

$$\mathrm{MTTF} = \int_0^{\infty} R(t)\mathrm{d}t \tag{8-21}$$

对于失效率为常数的使用寿命期，利用式（8-15），可得

$$\mathrm{MTTF} = \int_0^{\infty} \exp(-\lambda t)\mathrm{d}t = \frac{1}{\lambda} \tag{8-22}$$

8.2　卫星可靠性模型

8.2.1　与可靠性有关的定义

可靠性的定义是，产品在规定条件下和规定时间内，完成规定任务的概率。每一个卫星型号及其下层次的系统，都有它们各自的、具体的和不同的规定条件、规定时间和规定任务。此外，完成规定任务的工作模式也不尽相同。因此，在进行卫星可靠性设计时，对与可靠性有关的如卫星及其下层次系统、下层次系统的组成

(以下均称卫星产品)的任务(即产品的输出)、规定的条件、规定的时间、工作模式和失效条件等的含义和内容必须明确给出,也就是应该具体地明确定义卫星设计中与可靠性有关的各项内容。

(1) 规定任务

在可靠性设计中,将完成任务称为正常,不能完成任务称为故障或失效。要判断卫星产品在任务过程中是正常或故障,首先要明确它们各自的任务目标、与可靠性有关的功能(性能)指标和指标的容限及失效的具体规定。

1) 任务目标

卫星产品的任务目标应该明确、定量规定。对于单项任务或只以主任务为目标的情况,达到这项目标或达到主任务目标就是完成任务,达不到目标就是没有完成任务,判据界线均很清楚。对于有多项任务目标者,在进行可靠性设计时,一般的办法是把多项目标一项一项分开处理,每一项任务目标都作为一个单项任务分析,都有自己的可靠性。如果可以将多项任务目标综合成为一个综合目标,那么多个项就可变为一个综合项,其可靠性也就代表了所有各项的可靠性。

2) 规定性能参数

一般用设计得到的、与可靠性有关的卫星产品的性能参数来明确和定量规定它们的任务目标。这些性能参数包括它们的名称、度量单位、标称值和容许的上、下限等。在容许限内的参数称为合格参数。性能在合格参数范围内表示正常执行规定任务。性能超出容限范围则称为超差。超差则带来不可靠因素。超差达到某一程度则会造成故障。表 8-1 给出星上银锌电池的性能参数,可作为一个例子参考。

表 8-1　星上银锌电池参数

性能参数	单位	规定要求及容差	故障边界
容量	Ah	$165^{+20\%}_{-9\%}$	130＜Ah＜210
电压	V	$28^{+2.5}_{3}$	24＜V＜34
负载	A	常值＜3，短期＜27	常值＞3，短期＞27
质量	kg	＜36.5	＞36.5
充放循环	次数	＞3	＜3

3）规定造成任务失效的条件

卫星产品故障，一般指它不能在规定条件下完成规定任务，也就是任务故障或达不到任务目标。上面讲到，任务目标一般是用性能参数来表示的。因此，规定造成任务故障的条件，最好也用与可靠性有关的性能参数的临界值来表示。例如，表 8-1 中的最后一列就给出了银锌电池的性能参数如超差到某一临界值时，就很可能会造成故障。

（2）规定条件

在进行可靠性设计时，应该明确任务过程中卫星产品所处的环境条件和工作应力，并在明确定义的任务条件下分析它们与可靠性有关的性能参数。卫星产品故障的条件决定于其工作负荷（工作应力）、周围环境和产品及其组成的性能，而性能只能是规定条件下的性能。条件改变，所表现的性能也会因之而不同。

除了规定环境和应力条件外，还应规定卫星产品的占空因子，即实际工作时间与整个任务时间的比值。因为，在工作时和不工作时产品的工作负荷不一样，环境也有一定差异，也就是说规定的条件不一样。

（3）规定时间

卫星产品的可靠性随工作时间的增长而下降。因此，任何可靠性都是指确定的任务期间（使用寿命）的可靠性，也就是规定时间内的可靠性。卫星的使用寿命由卫星设计任务书规定，这是从卫星工程系统和卫星外部设计得出的一项重要指标（参阅本书第 3 章）。

从可靠性的角度看，规定时间和规定条件一样，是制约可靠性的一个条件。规定时间愈长，高可靠性愈不易达到。

在卫星的整个任务过程中，不同的阶段有不同的环境条件、工作应力和工作模式，因而故障模式和故障概率的分布也不尽相同。这就要求分阶段规定时间。

（4）确定工作模式

先要确定卫星产品的组成部分或组成单元是否具有多种功能。对于具有多种功能并以多种功能完成相应的多种任务的工作模式，称为功能工作模式，即一种功能对应一项任务的工作模式。对于有多种办法以实现一项任务的工作模式称为可替换工作模式。例如，卫星遥测发射机有两种工作模式：一种是实时发送，另一种是延时存储发送。如分别用两套设备进行实时和延时发送，则是功能工作模式；如两套设备均具有实时发送和延时发送功能，那么这种工作模式就是冗余或替换工作模式。

8.2.2 可靠性模型的建立

在明确定义与可靠性有关的卫星产品的各项内容后，就可进行建立可靠性模型的工作。此项工作一般可按下列步骤进行。

1）根据卫星产品的设计，确定与可靠性有关的功能结构和接口；

2）确定卫星产品的可靠性框图；

3）确定计算卫星产品可靠性的概率表达式。

在卫星的设计中，不同设计程序得出的卫星产品的设计是不同的。因此，根据卫星产品设计定义的与可靠性有关的各项内容和建立的可靠性模型，在各设计程序中是有改变的。一般来讲，随着设计程序的推移，有关卫星产品的任务目标和性能参数就能规定得更为精确，环境条件、结构状态和应力水平等信息就越来越充分。因

而与可靠性有关内容的定义也会随之修改、充实和细化，所建立的可靠性模型和对可靠性的预测等的精确程度也会随之而提高。

下面对建立可靠性模型的步骤作一些说明。

（1）确定功能结构和接口

确定卫星产品的功能结构，指确定卫星产品的组成，即构成卫星产品的下一层次的卫星产品和各组成单元在卫星产品中与可靠性有关的位置。确定功能接口，指确定组成卫星产品的各组成单元，即下一层次的卫星产品之间的与可靠性有关的接口关系，如串联关系、并联关系、串－并联关系、并－串联关系和表决关系等。

在定义了与可靠性有关的各项内容和确定了功能结构和接口之后，可以说卫星产品与可靠性有关的定义已经确定，实际上也就是建立了卫星产品的可靠性物理模型。这一步骤是可靠性设计的基础步骤。在此基础上可建立可靠性框图，再由框图建立可靠性数学模型。利用模型便于可靠性的分析、计算和设计。

（2）确定可靠性框图

建立卫星产品的可靠性框图是可靠性设计中最常用的、一种简明扼要的、直观的表示可靠性关系的办法。在卫星产品的可靠性框图中，每一方框代表在分析产品可靠性时，必须存在的组成卫星产品的一个组成部分或形成产品功能的一种功能。根据卫星产品的设计，赋予每一方框相应的可靠性值。卫星产品的功能结构和接口关系，用方框之间的连线表示，连线不赋予可靠性值。产品组成部分或单元之间的联系硬件，例如导线、开关或连接器也与可靠性有关，可以单独做一个方框表示，也可将这些硬件的可靠性归入组成部分的方框之中。可靠性框图中的所有方框，就故障发生而言，都是相互独立的。

卫星产品的软件可靠性，在没有纳入可靠性模型时，在可靠性框图中不列入。也就是说，在建立可靠性框图时，假设软件是完全

可靠的，这显然与实际不符。如何得出软件的可靠性和如何将软件可靠性与硬件可靠性综合成为一个全面的可靠性模型的问题，现在还是一个研究课题。

（3）确定可靠性的概率表达式

卫星产品可靠性的概率表达式，就是它的可靠性概率数学模型。可靠性数学模型一般是可靠性框图、网络图和其他图表定义的可靠性模型的数学表达式，有概率模型和统计模型两类。可靠性框图和故障树所表示的都是概率模型类，根据可靠性框图得出的计算可靠性概率的表达式也属概率模型。概率类数学模型是为了确定卫星产品的成功（失败）概率与组成它的部分的成功（失败）概率之间的关系和计算产品成功（失败）概率而建立的。

8.2.3 串联系统可靠性数学模型

（1）串联系统

串联系统是最常见的和最简单的可靠性系统。许多实际的工程系统是串联系统或以串联系统为基础的系统。图 8-4（a）表示一个最简单的串联开关系统。两个开关 X 和 Y 构成一个开关系统，这个系统符合性能要求的定义，即接通电路通过电流。系统的可靠性框图如图 8-4（b）所示。假设单个开关接通的可靠性概率为 $R_X = R_Y = 0.995$，在符合性能要求时，两个开关都必须接通的概率（可靠性）显然是 $P = R_S = R_X R_Y = 0.995^2 = 0.990\ 025$。



（a）物理模型　　（b）可靠性模型

图 8-4　串联系统可靠性框图

假定有一个由 n 个独立单元构成的工程系统，其可靠性框图如图 8-5 所示。这个系统正常工作 t 小时的必要条件是每个单元在 t

小时前都不失效。这样，系统的可靠性为

$$R_S(t) = R_1(t)R_2(t)\cdots R_n(t) = \prod_{i=1}^{n} R_i(t) \tag{8-23}$$

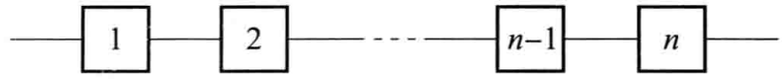


图 8-5　n 个单元的串联系统

根据式（8-14），有

$$R_i(t) = \exp\left[-\int_0^t \lambda_i(\tau)\mathrm{d}\tau\right] \tag{8-24}$$

$$R_S(t) = \exp\left[-\sum_{i=1}^{n}\int_0^t \lambda_i(\tau)\mathrm{d}\tau\right] \tag{8-25}$$

式中　τ ——单元 i 到 t 小时前的工作时间。若所有单元的失效率都服从指数分布，则

$$R_S(t) = \prod_{i=1}^{n}\exp(-\lambda_i t) = \exp\left(-\sum_{i=1}^{n}\lambda_i t\right) \tag{8-26}$$

由式（8-26）可以看出，一个由无冗余单元组成的串联系统的失效率等于单个单元失效率之和。

串联系统的失效密度函数为

$$f_s(t) = -\frac{\mathrm{d}R_S(t)}{\mathrm{d}t} = \sum_{i=1}^{n}\lambda_i(t)\exp\left\{-\int_0^t\left[\sum_{i=1}^{n}\lambda_i(\tau)\right]\mathrm{d}t\right\} \tag{8-27}$$

串联系统的 MTTF 为

$$(\mathrm{MTTF})_s = \int_0^{\infty}\exp\left\{-\int_0^t\left[\sum_{i=1}^{n}\lambda_i(\tau)\right]\mathrm{d}t\right\}\mathrm{d}t \tag{8-28}$$

串联系统在使用寿命期的 MTTF，可用各个单元的 MTTF 换算成失效率，将各单元失效率相加得到系统的失效率，再由系统的失效率换算成系统的 MTTF 的办法求得。

（2）部分负荷情况

前面推导的串联系统的可靠性数学模型是在系统的所有单元均

同时连续工作的假设下得出的。但在不少情况下，系统的单元有的只在一部分时间内工作，即只有部分单元有负荷。对于这种部分负荷情况，有多种处理方法。

其中的一种方法是按单元承担负荷的工作时间与系统整个工作时间的比例算出等效失效率 λ_{eq}。如果单元在系统工作时间内只有50%的时间有负荷工作，其余时间处于无负荷不工作的状态，这样这个单元的等效失效率就是原来失效率的1/2。

另一种处理方法是用各个单元的失效率乘以各自的工作时间以计算各自的可靠性。

上述两种办法，都假定单元不工作时失效率为零。事实上，对一个工程系统中的所有单元，无论工作（承担负荷）或不工作（空载）时均有失效率。只不过不工作情况下的失效率比工作时的失效率小得多而已。如果一个单元工作时的失效率为 λ_e、空载失效率为 λ_d，在系统工作 t 时间内，此单元有 t_1 时间工作，t_2 时间空载，显然，$t = t_1 + t_2$，$t_2 = t - t_1$。这样，这个单元的等效失效率应为

$$\lambda_{eq} = \frac{\lambda_e t_1 + \lambda_d (t - t_1)}{t} \tag{8-29}$$

若失效率用工作次数中的失效次数表示，如在工作时间 t 内动作 c 次，则等效失效率为

$$\lambda_{eq} = \frac{c\lambda_c}{t} \tag{8-30}$$

式中 λ_c ——单元的失效率，等于失效次数除以工作次数。

8.2.4 并联系统可靠性数学模型

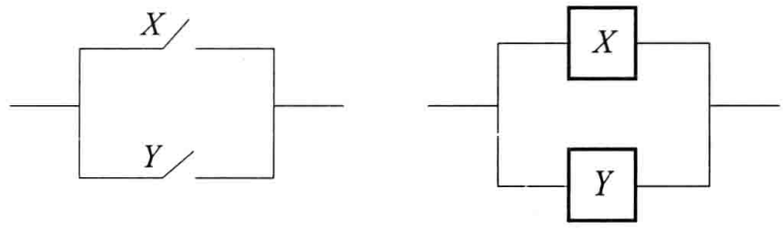
（1）并联系统

图8-6（a）是由 X 和 Y 两个开关组成的并联系统。这个简单的并联系统符合通电性能要求的状态有：

1）X 接通，Y 断开；

2）X 断开，Y 接通；

3）X 接通，Y 接通。



（a）物理模型　　（b）可靠性模型

图 8-6　并联开关系统

第一种状态符合性能的概率为

$$P(X)F(Y) = R_X(1-R_Y)$$

第二种状态符合性能的概率为

$$F(X)P(Y) = (1-R_X)R_Y$$

第三种状态符合性能的概率为

$$P(X)P(Y) = R_XR_Y$$

这三种状态是相互排斥的，只要出现其中之一，电路就能接通。因此，系统符合性能要求的概率是三者之和，即为

$$\begin{aligned} P_S = R_S &= R_X(1-R_Y) + R_Y(1-R_X) + R_XR_Y \\ &= R_X + R_Y - R_XR_Y \end{aligned} \tag{8-31}$$

图 8-6（a）的可靠性框图如图 8-6（b）所示。由图 8-6（a）和（b）可以看出，当两个开关 X 和 Y 均断开时电路就不能接通，系统就失效。

因此，系统失效的概率为

$$F_S = F(X)F(Y) = (1-R_X)(1-R_Y)$$

相应的可靠性为

$$R_S = 1-(1-R_X)(1-R_Y) = R_X + R_Y - R_XR_Y \tag{8-32}$$

显然，式（8-31）与式（8-32）是等效的。

设 $R_X = R_Y = 0.995$，则

$$R_S = 1-(1-0.995)(1-0.995) \approx 0.999\ 75$$

由这个例子可以看出，采用并联系统可以明显地提高可靠性。

图 8-7 表示一个由 n 个单元组成的并联系统。这 n 个单元是独立的。这个系统符合性能的定义是通过系统接通两端。因此，只要有一个单元不失效就能正常工作。这样，系统在 t 时间内的不可靠性 $F_S(t)$ 为

$$F_S(t) = F_1(t)\cdots F_{n-1}(t)F_n(t)$$

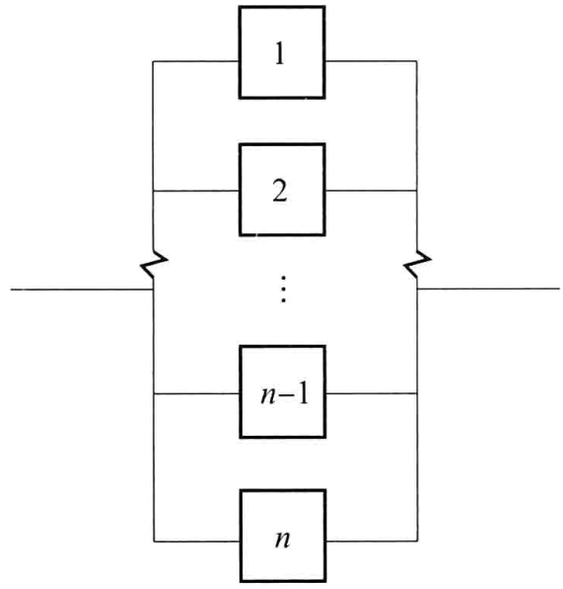


图 8-7 由 n 个单元组成的并联系统

系统的可靠性为

$$R_S(t) = 1-F_S(t) = 1-\prod_{i-1}^{n}F_i(t) = 1-\prod_{i=1}^{n}[1-R_i(t)] \tag{8-33}$$

并联系统的失效密度函数为

$$f_s(t) = -\frac{\mathrm{d}R_S(t)}{\mathrm{d}t}$$

$$= \frac{\mathrm{d}\left\{\prod_{i=1}^{n}[1-R_i(t)]\right\}}{\mathrm{d}t} \tag{8-34}$$

$$= \sum_{i=1}^{n} f_i(t)\prod_{j\neq i}^{n}[1-R_j(t)]$$

由式（8-21）和式（8-33）得到并联系统的 MTTF 为

$$(\mathrm{MTTF})_S = \int_0^{\infty}\left\{1-\prod_{i=1}^{n}[1-R_i(t)]\right\}\mathrm{d}t$$

当单元寿命服从指数分布时，则

$$(\mathrm{MTTF})_S = \int_0^{\infty}\left\{1-\prod_{i=1}^{n}[1-\exp(-\lambda_i t)]\right\}\mathrm{d}t$$

$$= \sum_{i=1}^{n}\frac{1}{\lambda_i} - \sum_{1\leqslant i<j\leqslant n}\frac{1}{\lambda_i+\lambda_j} + \cdots +$$

$$\frac{1}{\lambda_1+\cdots+\lambda_n} \tag{8-35}$$

在使用寿命周期，当失效率 λ_i 相等时，得

$$(\mathrm{MTTF})_S = \frac{1}{\lambda} + \frac{1}{2\lambda} + \cdots + \frac{1}{n\lambda} \tag{8-36}$$

（2）贮备冗余系统

贮备冗余系统有冷贮备（无负荷贮备）、热贮备（全负荷贮备）和温贮备（转负荷贮备）之分。上面所讨论的并联系统属于热贮备冗余系统，这种系统的贮备单元的失效率与工作单元一样。而冷贮备单元在贮备中则不失效，温贮备单元的失效率大于零而小于工作时的失效率。

冷贮备系统如图 8-8 所示，常用（$n+1$）个单元和一个高可靠转换机构组成，一个单元工作，n 个单元作为贮备。当工作单元失效时，转换机构把一个贮备单元接入系统，使系统继续工作。这样，

直到所有单元都失效之后，系统才失效。假定转换机构完全可靠，各单元的平均寿命为 $M_i(i=1,2,\cdots,n,n+1)$，则系统的平均寿命 M_S 为各单元平均寿命之和，即

$$M_S = \sum_{i=1}^{n+1} M_i \tag{8-37}$$

当所有单元可靠性都服从指数分布时

$$M_S = \sum_{i=1}^{n+1} \frac{1}{\lambda_i} \tag{8-38}$$

系统的可靠性为

$$R_S(t) = \sum_{\substack{k=1 \\ i\neq k}}^{n+1} \left(\prod_{i=1}^{n+1} \frac{\lambda_i}{\lambda_i - \lambda_k} \right) \exp[-\lambda_k(t)] \tag{8-39}$$

在各单元失效率相同并为 λ 的情况下

$$R_S(t) = \exp(-\lambda t)\left[1 + \sum_{k=1}^{n} \frac{(\lambda t)^k}{k!}\right] \tag{8-40}$$

式（8-40）右端是泊松分布，是在 t 时间内发生 k 次故障的概率。$(n+1)$ 个单元的冷贮备系统在 t 时间内最多发生 n 次故障仍能正常工作。所以，系统的可靠性是单元发生零次故障到发生 n 次故障的概率之和。

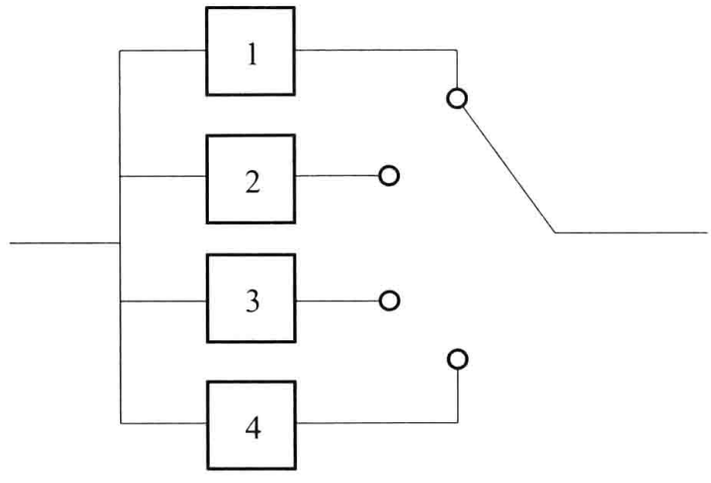


图 8-8 冷贮设备系统可靠性框图

如果转换机构的可靠性不等于 1，并假设它的寿命也服从指数

分布，具有常失效率 λ_{sw}。以最简单的两单元冷贮备系统来说

$$R_S(t) = \exp(-\lambda_1 t) + \frac{\lambda_1}{\lambda_{sw} + \lambda_1 - \lambda_2}\{\exp(-\lambda_2 t) - \exp[-(\lambda_{sw} + \lambda_1)t]\} \tag{8-41}$$

$$M_S = \int_0^\infty R_S(t)\mathrm{d}t = \frac{1}{\lambda_1} + \frac{1}{\lambda_2(\lambda_{sw} + \lambda_1)} \tag{8-42}$$

下面讨论简单的两单元热贮备和温贮备系统。设工作单元的失效率为常数 λ_1，贮备部件的贮备失效率为常数 η_2，转入工作后失效率为常数 λ_2。则当转换机构完全可靠时系统的可靠性为

$$R_S(t) = \exp(-\lambda_1 t) + \frac{1}{\lambda_1 + \eta_2 - \lambda_2}\{\exp(-\lambda_2 t) - \exp[-(\eta_2 + \lambda_1)t]\} \tag{8-43}$$

系统的平均寿命为

$$M_S = \int_0^\infty R_S(t)\mathrm{d}t = \frac{1}{\lambda_1} + \frac{1}{\lambda_2}\left(\frac{\lambda_1}{\lambda_1 + \eta_2}\right) \tag{8-44}$$

当 $\eta_2 = \lambda_2$ 时，为热贮备系统；当 $\eta_2 = 0$ 时，则相当于冷贮备系统。

如果转换机构不完全可靠，并且它的失效率为常数 λ_{sw}，则系统可靠性为

$$R_S(t) = \exp(-\lambda_1 t) + \frac{1}{\lambda_{sw} + \lambda_1 + \eta_2 - \lambda_2}\{\exp(-\lambda_2 t) - \exp[-(\lambda_{sw} + \lambda_1 + \eta_2)t]\} \tag{8-45}$$

系统的平均寿命为

$$M_S = \int_0^\infty R_S(t)\mathrm{d}t = \frac{1}{\lambda_1} + \frac{\lambda_1}{\lambda_2(\lambda_1 + \lambda_{sw} + \eta_2)} \tag{8-46}$$

8.2.5　可靠性串－并联组合系统

在一个工程项目或一个系统内往往包含较多的串联环节。这些

串联环节中的任何一个环节失效都会使系统失效。在可靠性设计中，一般采用一组相同单元构成的并联系统形成一个串联环节，以解决那些单元可靠性不能满足系统可靠性要求的问题。这样，包含由并联系统构成的串联环节的系统称为串-并联组合系统，简称串-并联系统。下面用两个例子来说明串-并联系统。

例 1. 设有一个由 5 个不同单元组成的串联系统。各单元的可靠性为 $R_A = 0.95$，$R_B = 0.99$，$R_C = 0.70$，$R_D = 0.75$，$R_E = 0.90$。要求这个系统的可靠性至少应达到 0.75。

从各单元的可靠性明显可以看出，如果对单元 C 和 D 不采取并联措施构成一个可靠性足够高的串联环节，那么大于 0.75 的系统可靠性是不能获得的。将该系统设计成如图 8-9 所示的串-并联组合形式，用三个 C 单元并联构成一个环节，用两个 D 单元并联构成另一环节。这两个环节的可靠性为

$$\begin{cases} R_{CS} = 1 - (1 - 0.70)^3 = 0.973 \\ R_{DS} = 1 - (1 - 0.75)^2 = 0.937\ 5 \end{cases}$$

系统的可靠性为

$$R_S = 0.95 \times 0.99 \times 0.973 \times 0.937\ 5 \times 0.90 = 0.772 > 0.75$$

这样，图 8-9 的系统满足上述系统的要求。

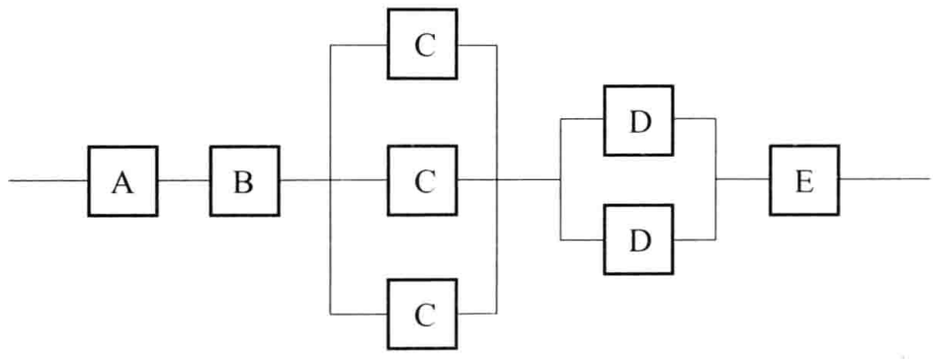


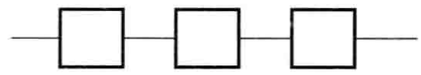
图 8-9　串-并联组合系统

例 2. 比较由 3 个可靠性均为 0.90 的单元组成的 4 种系统的可靠性。这 4 种系统，如图 8-10 所示：(a) 串联系统；(b) 并联 2

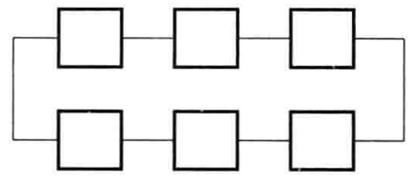
个串联系统，简称为并-串联系统；（c）含有 2 种并联方式，一种是串-并联，另一种是并联，简称混合并联系统；（d）串联 3 个并联系统，简称串-并联系统。

上述 4 个系统的可靠性分别为

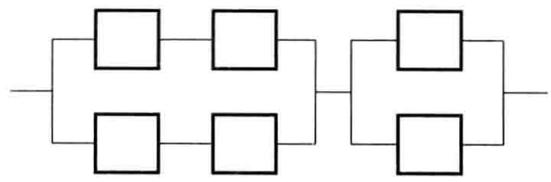
$$\begin{cases} R_{aS} = 0.90^3 = 0.729 \\ R_{bS} = 1-(1-0.90^3)^2 = 0.927 \\ R_{cS} = [1-(1-0.90^2)^2][1-(1-0.90)^2] = 0.954 \\ R_{dS} = [1-(1-0.90)^2]^3 = 0.970 \end{cases}$$



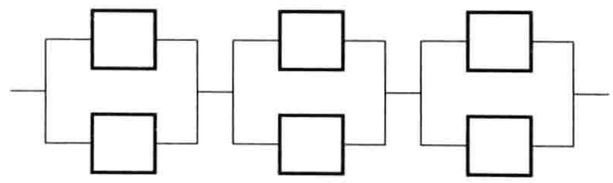
（a）串联



（b）并-串联



（c）混合并联



（d）串-并联

图 8-10　4 个不同的系统可靠性框图

由例 2 可以看出，不同方式的串、并联系统提高可靠性的情况是不同的。作为一般的情况，设有由 n 个单元（每个单元的可靠性相同，均为 R）串联和由 m 个通道并联组成的系统。这种系统就是

并-串联系统，它的可靠性可由下式求出

$$R_S = 1-(1-R^n)^m \tag{8-47}$$

又设有 n 个串联环节，而每个串联环节由 m 个单元并联组成系统。这种系统就是串-并联系统，它的可靠性由下式求出

$$R_S = [1-(1-R)^m]^n \tag{8-48}$$

串-并联系统与相对应的并-串联系统相比有更高的可靠性。这是因为前者系统不失效的可能性有 m^n 种，而后者只有 m 种。

通过上述分析还可以看出，同样的并联系统中串联的单元越少，提高可靠性的作用就越明显。

8.2.6 “n 中取 k”表决系统

表决系统也是一种冗余方式，在卫星产品中有广泛的应用。我国多种卫星的星上计算机系统都采用表决系统。例如，有一种星上计算机系统由 3 台相同的计算机组成，工作时通过软件采取 3 取 2 的表决方式。如果有一台计算机失效，则可转换为另两台冗余工作方式。一般电子数字和计算机线路中，表决线路用得很多，这是因为数字线路比较容易实现表决逻辑的缘故。

n 中取 k 的系统的可靠性数学模型，在各单元的可靠性 $R(t)$ 相同的情况下，很容易用二项式定理写出。假设表决器完全可靠，则系统可靠性为

$$R_S(t) = \sum_{i=k}^{n} \binom{n}{i} R^i(t)[1-R(t)]^{n-i} \tag{8-49}$$

式中，n 个单元中有 i 个单元不失效、$(n-i)$ 个单元失效的概率是 $R^i(t)[1-R(t)]^{n-i}$，组合式 $\binom{n}{i}$ 表示 n 个单元当中取 i 个不失效单元有多少种取法（有多少个组合）。

当各单元寿命服从指数分布时，系统可靠性为

$$R_S(t) = \sum_{i=k}^{n} \binom{n}{i} \exp(-i\lambda t)[1-\exp(-\lambda t)]^{n-i} \tag{8-50}$$

系统的平均寿命为

$$M_S = \int_0^{\infty} R_S(t)\mathrm{d}t = \sum_{i=k}^{n} \frac{1}{i\lambda} \tag{8-51}$$

“3 中取 2”是一种最常用的系统。对于这种系统由式（8－50）和式（8－51）可得

$$R_S(t) = 3\exp(-2\lambda t) - 2\exp(-3\lambda t) \tag{8-52}$$

$$M_S = \frac{5}{6} \cdot \frac{1}{\lambda} \tag{8-53}$$

由式（8－52）可绘成曲线，如图 8－11 所示。由式（8－53）可见，“3 中取 2”系统（也称 2/3 多数表决系统）的平均寿命反而比单元的平均寿命低 1/6。这种系统的作用主要是为了提高任务时间的可靠性，而一般任务时间要比平均寿命小得多。对指数分布的情况而言，如果使用到平均寿命，则可靠性只有 0.368，那就太低了。

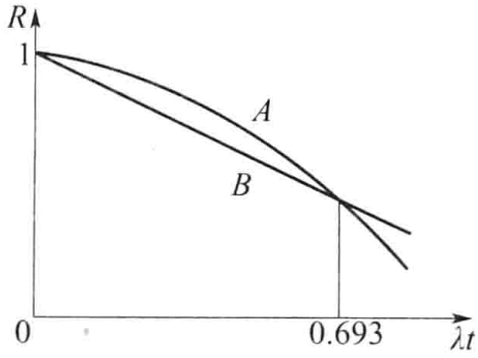


图 8－11　可靠性比较曲线

A—2/3 表决系统的可靠性；

B— 单元的可靠性

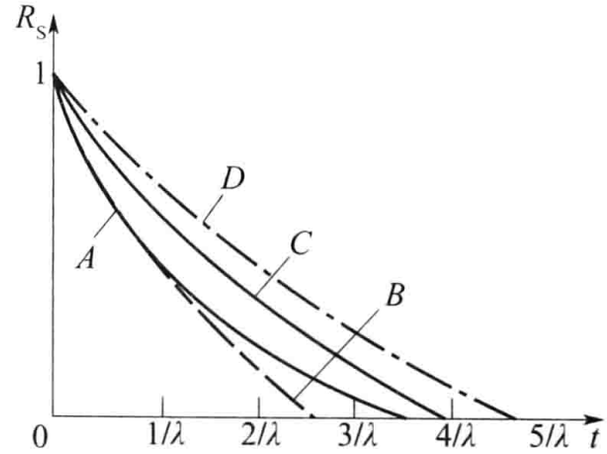


图 8－12　各种常用贮备系统可靠性的比较

包括 2/3 多数表决系统在内的各种常用贮备系统的可靠性的比较如图 8－12 所示。图中：曲线 *A* 代表单部件系统；曲线 *B* 代表表决器完全可靠的 2/3 多数表决系统，这种系统用于克服偶发故障性

能好，一般只在 $t=1/(2\lambda)$ 时区内使用；曲线 C 代表热贮备系统，这种系统可靠性高但耗功大；曲线 D 代表冷贮备系统，它的可靠性最好，但需要高可靠的故障检测器和转换机构。

8.3 卫星可靠性预测

8.3.1 卫星可靠性指标论证和可靠性预测

(1) 卫星可靠性指标论证

可靠性预测是可靠性设计的一项重要内容，是在卫星设计阶段当卫星处于论证和设计状态大量工作都是“纸面上”的时候，定量估计卫星可靠性的工作。在外部设计程序中预测卫星的可靠性，是为了确定卫星设计任务书的可靠性指标。此时卫星及其所属下层次系统的与可靠性有关的信息很少，所用的预测方法多是分析、比较、权衡和决策等。因此，一般将确定卫星设计任务书的可靠性指标的工作，称为可靠性指标论证。其他设计程序预测可靠性，是预测设计出的卫星可能达到的可靠性，然后与可靠性指标进行比较。如果满足指标要求，那么这个设计程序的可靠性设计的工作就基本完成。如果预测可靠性不满足指标要求或高出指标过多，那就要修改或调整设计，或提高可靠性或适当降低可靠性。如果经多方努力确实说明设计任务书规定的可靠性指标不合理，那就应该提出修改指标的建议并反馈到前一设计程序。

在外部设计程序，虽然明确了卫星在卫星工程系统中的层次和地位、明确了卫星与它的同级系统的接口关系、协调了卫星与外部环境的关系，确定了对卫星的要求和条件，但对卫星本身具体是什么样，还有待于进一步工作。此时，要定量估计卫星的可靠性很不容易。加之，卫星是一种昂贵、复杂、量少、高度自动化的不可维

修和要求高可靠性的产品，在可供使用的信息量少的情况下，预测可靠性的困难就更大。但是，卫星设计任务书中的可靠性指标又是一定要给出的。一般的办法，是根据卫星的任务要求，现实可达到的元器件、原材料、工艺和技术水平，时间进度，投资情况，并参照国内外同类或近似的卫星已达到的可靠性，经过分析、综合权衡来估计出卫星的可靠性指标。

卫星的可靠性指标用任务期间的存活概率，也就是可靠性 $R(t)$ 或失效前平均工作时间 MTTF 的形式给出。设计任务书规定的可靠性指标，尽管在以后的设计过程中可能会有修改或调整，但在任何一个设计程序中都是设计的依据。因此，通过指标论证确定的卫星可靠性指标，应该是一个既满足特定需求又是经过努力可以实际达到的指标。

在指标论证中分析国内外同类或近似卫星的实际达到的可靠性时，应对不同研制阶段和不同背景下研制的卫星的可靠性加以区分。这样才可以得出更接近实际和较为准确的参考数据。要注意，只有使用寿命期间的可靠性才能代表设计的可靠性水平。卫星可靠性指标论证希望得出尽可能准确的可靠性数值，但当信息量不足时，高准确度是难以达到的。此时，设计师应该清楚，对于卫星设计来讲，可靠性的绝对数值的准确度并不特别重要，而可靠性的相对和比对之间的关系的准确性，较之绝对数值的准确性，则更为重要。也就是说，保持不同设计方案之间，过去、现在和将来之间，卫星各组成之间的可靠性的相对和比对关系的合理和正确比绝对数值还要重要。

（2）卫星可靠性预测

在卫星设计的初期，例如在概念设计程序要较准确地预测卫星的可靠性是相当难的。一般而言，预测值准确度都不高。即使是这样，此时的可靠性预测工作仍然是很有价值的。一个卫星的可靠性

到底是多少，要等卫星发射、运行、投入使用直到寿命终止后，根据它的失效的历史记录才能准确地计算得出。如果到那时才认识到可靠性有问题，那就来不及了。因此，及早预测、对所设计的卫星可能达到的可靠性心中有底，对设计师而言是十分重要的。早预测比晚预测更有价值。在卫星设计过程中及时预测卫星的可靠性，及时暴露可靠性的问题，及时修正设计和解决问题，是保证卫星质量的一种省钱和省力的方法。

可靠性预测的作用有：

1）可提供与卫星可靠性指标相比较的预测值；

2）可为可靠性的分配打下基础；

3）各设计程序的可靠性预测值，可用来比较设计过程中可靠性相对增长或变化；

4）作为设计阶段中判断更改设计和采取可靠性保证措施是否得当的依据。

在进行可靠性预测时，要尽可能多地搜集与可靠性有关的信息，要尽可能地做到以元器件失效率作为基础的预测。在前几个设计程序，对所采用的系统和设备的元器件还不能最后确定的情况下，可以采用相似设备或相似电路类比方法、有源器件组估算法和元器件计数预测等方法去预测系统和设备的可靠性。在详细设计程序时，已有元器件的详细清单和元器件的负荷（应力）数据，此时就可采用元器件应力分析法进行较详细的可靠性预测。可靠性预测有多种方法，有的方法已有标准，例如：美军标准 MIL—HDBK—2117 中的用于电子设备可靠性预测的元器件应力分析法和元器件计数法；标准 GJB813—90 中的相似产品法、相似电路法、元件计数法和元件应力分析法。在本节中，介绍下列 3 种可靠性预测法：

1）元器件计数法；

2）数学模型法；

3）上下限法。

8.3.2　元器件计数可靠性预测法

元器件计数法适用于卫星设计的概念性设计和方案设计程序。在各种通用元器件（如电阻器、电容器）的数量基本清楚的情况下，用此方法预测可靠性时，一般假设元器件的寿命是指数分布，即失效率为恒定。采用这种方法所需的信息主要有：

1）通用元器件的种类（包括微电子器件的复杂度）及数量；

2）元器件的质量等级；

3）卫星产品的工作环境。

用这种方法，当产品处于同一种环境时，卫星产品失效率的一般表达式为

$$\lambda_S = \sum_{i=1}^{n} N_i (\lambda_G \pi_G)_i \pi_e \tag{8-54}$$

式中　λ_S ——卫星产品（系统、设备）的失效率；

N_i ——第 i 种元器件的数量；

λ_{G_i} ——第 i 种元器件的通用失效率；

π_{G_i} ——第 i 种元器件的质量系数；

π_e ——产品的环境系数；

n ——不同的元器件的种类数。

如果在一个系统中不同的组成部分（单元、设备、子系统）分别工作在不同的环境中（例如，某卫星的姿控系统的陀螺装在密封舱内，而它的红外地平仪装在舱外，舱内外环境差异很大），则应按不同环境分别计算。之后，再将这些不同环境下的失效率相加得出卫星产品的产品失效率 λ_S。计算不同环境下的失效率 λ_G 应乘上相应的环境系数 π_e。表 8-2 给出一些环境系数，供参考。

表 8-2 环境系数 π_e

工作环境	环境系数	工作环境	环境系数
洁净室内	0.5～1	发射准备	3～15
空调室内	0.5～1	主动段	30～50
普通室内	1～5	运行段舱内	1～2
汽车运输	15～30	运行段舱外	1～3
铁路运输	15～20	返回段	50～90
航空运输	10～20	着陆段	30～90

元器件计数法失效率的计算可采用已颁发的标准，如 GJB/Z 299A—91 或其他有依据的数据，但应经过产品订货单位认可。

我国卫星选用的元器件为“符合航天要求的”产品，进口的元器件一般采用军用级或宇航级，在有把握的情况下，也可采用工业级或商业级。对按规定选用并经过质检部门老化（试验）、筛选和认可的元器件，它们的质量系数一般可取 $\pi_G=1$。美军标准 MIL—HDBK—2170 有多种元器件的质量系数。例如，微电子器件的质量系数就分为 S，B，B—0，B—1，B—2，C，C—1，D，D—1 等级，它们的质量系数 π_G 分别为 0.5，1，2，3，6.5，8，13，17.5，35。

按式（8-54）算出的失效率 λ_S，代入式（8-15）可求出系统的可靠性 $R_S(t)$，代入式（8-22）可求出系统的 MTTF。

8.3.3 数学模型法

（1）数学模型可靠性预测法

数学模型可靠性预测法又称失效率预测法，就是根据卫星产品的可靠性框图，由单元的失效率（可靠性）算出系统可靠性的方法。当设计工作已进展到可以绘制出系统的原理框图和可靠性框图时，可采用这种预测方法。此时，可从可靠性手册（如 8.3.2 节提到的 MIL—HDBK—217）查出各种类型的元器件的失效率。预测的步骤如下。

1）绘制系统原理图；

2）画出可靠性框图；

3）建立可靠性数学模型；

4）查出所用单元的基本失效率；

5）确定环境系数和质量系数；

6）计算系统的预测可靠性。

下面以曾拟进行研制的某天文卫星方案的可靠性预测（入轨工作 1 年的系统可靠性）作为数学模型法的例子。

（2）卫星可靠性框图

天文卫星可靠性框图如图 8－13 所示。

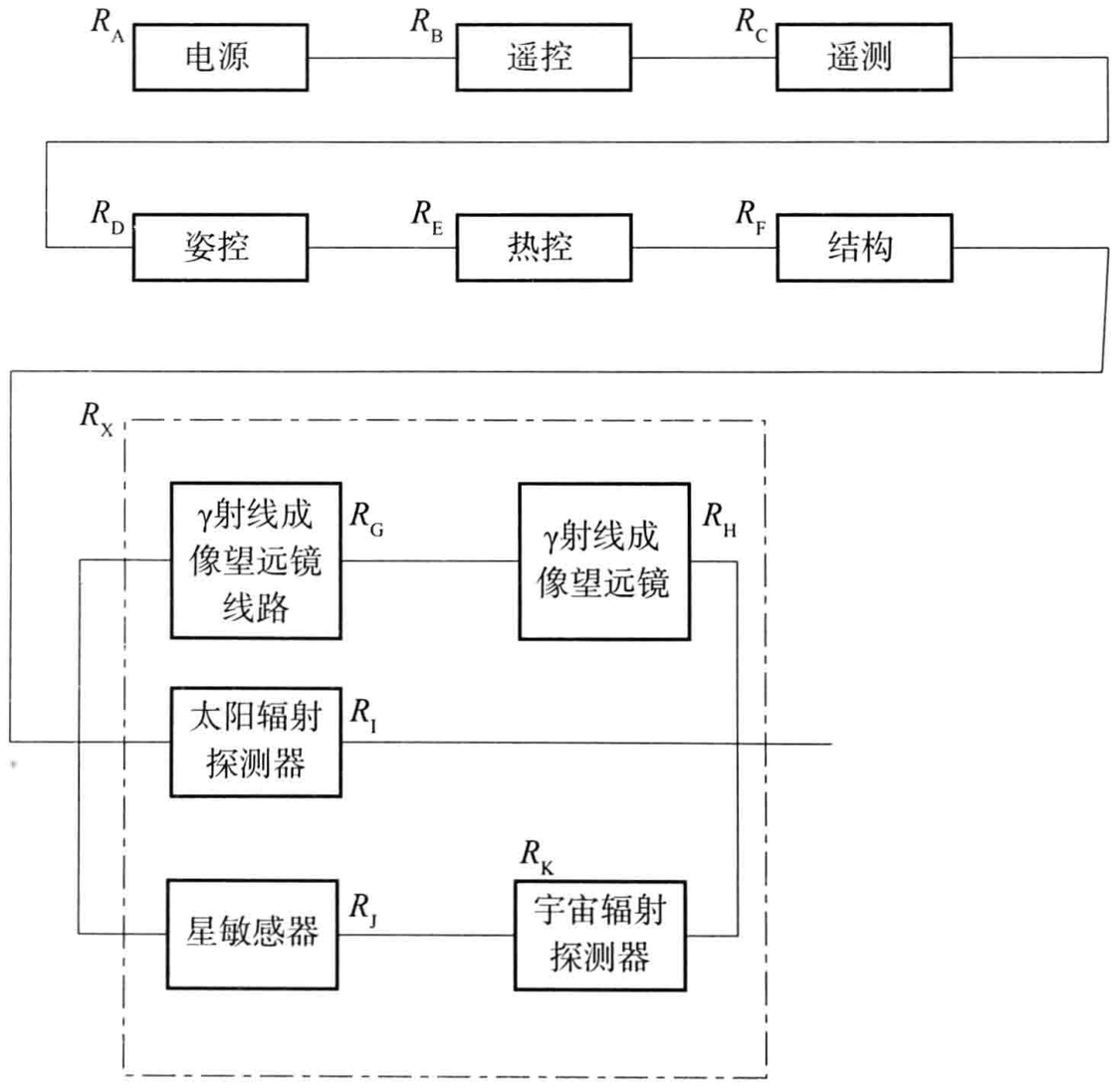


图 8－13　天文卫星可靠性框图

(3) 建立数学模型

1) 串联系统可靠性为

$$R_S = \prod_{i=A}^{X} R_i = R_A \cdot R_B \cdot R_C \cdot R_D \cdot R_E \cdot R_F \cdot R_X$$

式中 R_S ——天文卫星的可靠性;

R_i ——第 i 个分系统的可靠性;

R_A ——第一个分系统的可靠性;

R_X ——最后一个分系统的可靠性。

卫星上的所有分系统的可靠性在使用寿命期内均服从指数分布,则由式 (8-15) 得

$$R_i = \exp(-\lambda_i t_i)$$

$$R_S = \exp\left(-\sum_{i=A}^{X} \lambda_i t_i\right)$$

2) 并-串联系统 (图 8-13 的虚线部分)

$$\begin{aligned} R_X &= 1-(1-R_G R_H)(1-R_I)(1-R_J R_K) \\ &= R_G R_H + R_I + R_J R_K - R_G R_H R_I - \\ &\quad R_I R_J R_K - R_G R_H R_J R_K + \\ &\quad R_G R_H R_I R_J R_K \end{aligned} \tag{8-55}$$

(4) 各分系统失效率的估计

各分系统失效率如表 8-3 所示。

表 8-3 天文卫星各分系统失效率估计

分系统	阶段	工作/未工作	1 000 小时基本失效率	时间/h	π_e	性能失效率 $\lambda_i t_i$
电源 (A)	地面	工作	0.02	18	5	0.001 8
	地面	未工作	0.000 2	6	5	0.000 006
	发射	工作	0.02	0.1	50	0.000 1
	在轨	工作	0.02	8 640	1	0.172 8

续表

分系统	阶段	工作/未工作	1 000 小时 基本失效率	时间/ h	π_e	性能失效率 $\lambda_i t_i$
遥控（B）	地面	工作	0.02	10	5	0.001
	地面	未工作	0.000 2	14	5	0.000 014
	发射	工作	0.02	0.1	50	0.000 1
	在轨	工作	0.02	818	1	0.016 36
遥测（C）	地面	工作	0.04	10	5	0.002
	地面	未工作	0.000 4	14	5	0.000 028
	发射	工作	0.04	0.1	50	0.000 2
	在轨	工作	0.04	1 728	1	0.069 12
姿控（D）	地面	工作	0.03	10	5	0.001 5
	地面	未工作	0.000 3	14	5	0.000 021
	发射	工作	0.03	0.1	50	0.000 15
	在轨	工作	0.03	4 320	1	0.129 6
热控（E）	地面	工作	0.02	6	5	0.000 6
	地面	未工作	0.000 2	18	5	0.000 018
	发射	工作	0.02	0.1	50	0.000 1
	在轨	工作	0.02	5 000	1	0.10
结构（F）	发射	工作	0.01	0.1	50	0.000 05
	在轨	工作	0.01	8 640	0.1	0.008 64
X 射线成像 望远镜线路（G）	地面	工作	0.005	10	5	0.000 25
	地面	未工作	0.000 1	14	5	0.000 007
	发射	未工作	0.005	0.1	50	0.000 025
	在轨	工作	0.005	8 640	1	0.043 2
γ 射线成像 望远镜（H）	地面	工作	0.01	10	5	0.000 5
	地面	未工作	0.000 5	14	5	0.000 035
	发射	未工作	0.000 5	0.1	50	0.000 002 5
	在轨	工作	0.01	8 640	1	0.086 4
太阳辐射 探测器（I）	地面	工作	0.02	10	5	0.001
	地面	未工作	0.001	14	5	0.000 07
	发射	未工作	0.001	0.1	50	0.000 05
	在轨	工作	0.02	8 640	1	0.172 8

续表

分系统	阶段	工作/未工作	1 000 小时基本失效率	时间/h	π_e	性能失效率 $\lambda_i t_i$
星敏感器（J）	地面	工作	0.02	10	5	0.001
	地面	未工作	0.000 2	14	5	0.000 014
	发射	未工作	0.000 2	0.1	50	0.000 001
	在轨	工作	0.02	8 640	1	0.172 8
宇宙探测器（K）	地面	工作	0.02	10	5	0.001
	地面	未工作	0.001	14	5	0.000 07
	发射	未工作	0.001	0.1	50	0.000 005
	在轨	工作	0.02	8 640	1	0.172 8

（5）系统可靠性预测

1）各分系统可靠性计算

按表 8-3 最后一列给出的性能失效率 $\lambda_i t_i$，利用串联系统可靠性公式，计算得到

$R_A = 0.839\ 70$，$R_B = 0.982\ 68$，$R_C = 0.931\ 14$，

$R_D = 0.876\ 98$，$R_E = 0.904\ 19$，$R_F = 0.991\ 35$，

$R_G = 0.957\ 45$，$R_H = 0.916\ 73$，$R_I = 0.840\ 36$，

$R_J = 0.840\ 45$，$R_K = 0.840\ 40$。

2）计算并-串联系统的可靠性

$$R_X = R_G R_H + R_I + R_J R_K - R_G R_H R_I - R_G R_H R_J R_K - R_I R_J R_K + R_G R_H R_I R_J R_K$$

把上面计算的可靠性数值代入，可得

$$\begin{aligned} R_X &= 0.877\ 72 + 0.840\ 36 - 0.737\ 60 - 0.619\ 93 - 0.593\ 55 + 0.520\ 96 \\ &= 0.994\ 27 \end{aligned}$$

3）计算系统可靠性

$$
\begin{aligned}
R_S &= R_A R_B R_C R_D R_E R_F R_X \\
&= 0.839\ 70 \times 0.982\ 68 \times 0.931\ 14 \times 0.876\ 98 \times 0.904\ 19 \times \\
&\quad 0.991\ 35 \times 0.994\ 27 \\
&= 0.600\ 52
\end{aligned}
$$

8.3.4　上下限法

(1) 上下限可靠性预测法

上下限法又称边值法，适用于复杂系统的可靠性预测。美国在阿波罗登月飞船的设计中应用了这一方法。在上下限法中设卫星产品由 n 个单元组成，因而此系统有 2^n 个互不相容状态。其中：

1) 一部分使系统处于失效状态，这些失效状态出现的概率之和为系统的不可靠度 $F(t)$；

2) 另一部分使系统处于正常状态，这些正常工作状态出现的概率之和为系统的可靠度 $R(t)$，而 $R(t)+F(t)=1$。

上下限法的基本思想如下。

1) 当系统复杂、计算可靠性真值比较困难时，设法预测两个近似值，一个称为“可靠性上限”R_U，一个称为“可靠性下限”R_L。之后，取上下限的几何平均值为系统可靠性预测值 R_S。

2) 在“2^n”个状态中，选择概率较大、计算方便的那些“失效状态”，用 1 减去它们的概率之和得出可靠性上限 R_U。

3) 在“2^n”个状态中，选择概率较大、计算方便的那些“正常状态”，把它们的概率之和作为可靠性的下限 R_L。

4) 当上、下限各自考虑的状态越多时，系统可靠性就越逼近真值。

下面用上下限法预测图 8-14 的系统可靠性。

(2) 第一次近似预测

1) 上限可靠性的预测

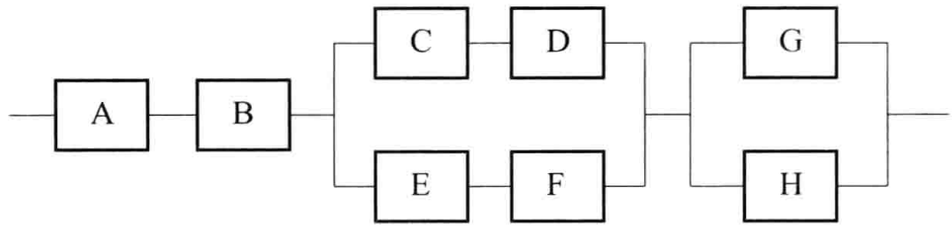


图 8-14 由 8 个单元组成的系统

第一次近似预测只考虑串联单元中有一个单元失效就引起系统失效的情况，即认为并联系统失效的概率很低。考虑 A，B 单元的状态有 $2^2=4$ 个，其中引起失效的状态有：A 失效 B 不失效，用 $\overline{A}B$ 表示；A 不失效 B 失效，用 $A\overline{B}$ 表示；A，B 均失效，用 $\overline{A}\overline{B}$ 表示。这样，系统的失效概率为

$$\begin{aligned} F_{S1} &= P(\overline{A}B)+P(A\overline{B})+P(\overline{A}\overline{B}) \\ &= F_A \cdot F_B + R_A \cdot F_B + F_A \cdot F_B \\ &= R_B(1-R_A)+R_A(1-R_B)+(1-R_A)(1-R_B) \\ &= 1-R_AR_B \end{aligned}$$

第一次预测的可靠性上限为

$$R_{U1} = 1-F_{S1} = R_AR_B$$

其一般式为

$$F_{S1} = 1-\prod_{i=1}^{n} R_i \tag{8-56}$$

$$R_{U1} = \prod_{i=1}^{n} R_i \tag{8-57}$$

式中 n ——串联单元数；

R_i ——串联单元 i 的可靠性。

2）下限可靠性的预测

第一次预测考虑所有单元均无失效的状态。对于任何系统，认为所有单元均处于串联时的可靠性只有一种状态，即所有单元均不失效的状态，可靠性下限为

$$R_{L1} = R_A R_B R_C R_D R_E R_F R_G R_H$$

其一般式为

$$R_{L1} = \prod_{i=1}^{n} R_i \tag{8-58}$$

式中　n ——系统单元数。

（3）第二次近似预测

第一次预测如果假设条件过于简化，所得值距真值较远，一般需要进行第二次预测。

1）上限可靠性的预测

考虑串联单元均正常、并联单元中同时有两个单元失效的情况。图 8-14 系统中同时有两个并联单元失效的情况有：$AB\bar{C}\bar{E}$，$AB\bar{D}\bar{E}$，$AB\bar{C}\bar{F}$，$AB\bar{D}\bar{F}$，$AB\bar{G}\bar{H}$。因此，预测的不可靠性为

$$\begin{aligned} F_{S2} &= P(AB\bar{C}\bar{E}) + P(AB\bar{D}\bar{E}) + P(AB\bar{C}\bar{F}) + P(AB\bar{D}\bar{F}) + P(AB\bar{G}\bar{H}) \\ &= R_A R_B F_C F_E + R_A R_B F_D F_E + R_A R_B F_C F_F + R_A R_B F_D F_E + R_A R_B F_G F_H \\ &= R_A R_B (F_C F_E + F_D F_E + F_C F_F + F_D F_{F+} F_G F_H) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} R_{U2} &= R_{U1} - F_{S2} = 1 - F_{S1} - F_{S2} \\ &= R_A R_B \{1 - (F_C F_E + F_D F_E + F_C F_F + F_D F_F + F_G F_H)\} \end{aligned}$$

其一般式为

$$F_{S2} = \prod_{i=1}^{n} R_i \cdot \left\{1 - \sum_{k,k'=1}^{m} (F_k F_{k'})\right\} \tag{8-59}$$

式中　n ——串联单元数；

m ——同一并联中两个单元同时失效引起系统失效的状态数；

$F_k F_{k'}$ ——引起系统失效的同一并联中的两个失效单元

2）下限可靠性的预测

第二次预测考虑并联中只有一个单元失效、但系统仍不失效的状态。按图 8-14 有 6 种状态，它们是：$AB\bar{C}DEFGH$，$ABC\bar{D}EFGH$，$ABCD\bar{E}FGH$，$ABCDE\bar{F}GH$，$ABCDEF\bar{G}H$，

$ABCDEFG\bar{H}$ 。此时，系统正常工作的概念为

$$\begin{aligned} R_{L2} &= P(AB\bar{C}DEFGH + \cdots + ABCDEFG\bar{H}) \\ &= R_A R_B R_C R_D R_E R_F R_G R_H \left(\frac{F_C}{R_C} + \frac{F_D}{R_D} + \cdots + \frac{F_H}{R_H}\right) \end{aligned} \tag{8-60}$$

其一般式为

$$R_{L2} = \prod_{i=1}^{n} R_i \left(\sum_{j=1}^{q} \frac{F_j}{R_j}\right) \tag{8-61}$$

式中 n ——系统单元数；

q ——并联中一个单元失效、系统仍正常工作的状态数；

F_j, R_j ——并联中失效单元的不可靠性和可靠性。

如有必要，可做第三次逼近预测。在第三次预测时，上限考虑同一并联上有 2 个单元失效时系统仍不失效的情况；下限考虑在所有单元串联的情况下，有 2 个单元失效时系统仍能正常工作的情况。

在得到上、下限值后，就可以求系统的可靠性预测值。在二次逼近预测的情况下

$$R_S = 1 - [(1 - R_{U2})(1 - R_{L2})]^{\frac{1}{2}} \tag{8-62}$$

有时为计算方便，上、下限逼近预测的次数不一定一样。在此情况下，采用最后一次的预测值计算。如下限有三次预测，则式(8-62)的 R_{L2} 应由 R_{L3} 替代。上下限法的图解表示如图 8-15 所示。

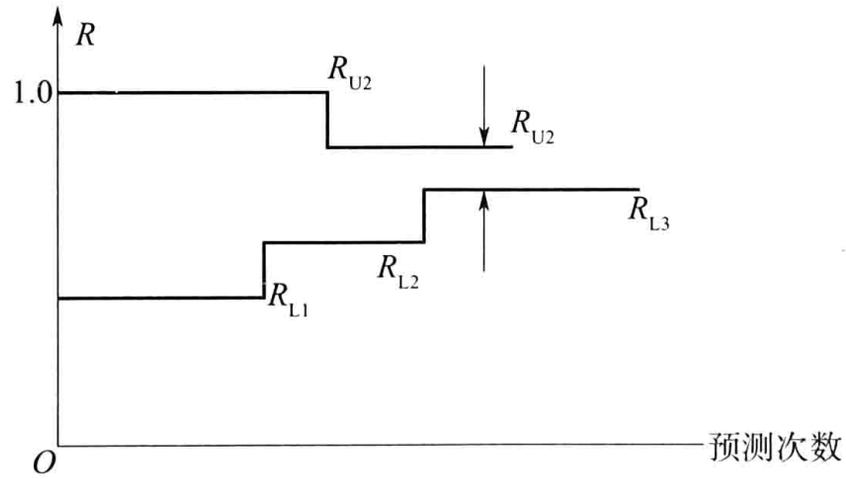


图 8-15 上下限法的图解表示

8.4　卫星可靠性分配

8.4.1　可靠性分配的原则

可靠性分配是在可靠性预测的基础上，把经过论证确定的和经过预测、比对、修订过的卫星产品的可靠性指标自上而下地分配到它的下一层次系统的可靠性设计工作。通过可靠性分配可以确定各层次卫星产品的可靠性指标，从而使整星的可靠性指标得到落实。

在卫星的可靠性设计中，应按“技术上合理，经济上合算，见实效和实现快”的原则来进行可靠性的分配。组成卫星的各分系统和设备现实可能达到的可靠性水平是不一样的。同样，在一个分系统或设备中组成它的产品和元器件可能达到的可靠性水平也是不同的。提高这些产品和元器件的可靠性，技术上的难易程度和资金投入的多少也是不同的。因此，在进行可靠性分配时，应重视那些可靠性低的环节，使那些环节有可能在上述原则下提高其可靠性以满足指标的要求。而提高可靠性低的卫星系统、设备和元器件的可靠性，往往会遇到技术复杂、难度大和要付出高代价等问题。因此，卫星设计师在处理低可靠性环节时，对这些相互有关或矛盾的因素要综合考虑和折衷权衡。

可靠性分配最好在可靠性预测的基础上进行。这是因为在可靠性模型正确、预测方法一致和数据间的相互比对关系稳定的情况下，可靠性预测的结果基本上能够反映出系统的各组成部分之间在复杂程度、技术难易和现实可靠性水平等方面的差异。

一般而言，卫星属于大型复杂工程系统。在卫星设计的前几个程序很可能可靠性达不到预期的指标。遇此情况可采取分步达标的办法，将前几个设计程序的可靠性指标定得比预期的指标低些。在

前面设计程序集中精力致力于提高那些可靠性低的环节的可靠性，在后面设计程序再回过头来提高那些容易提高可靠性的环节，使系统的可靠性达到预期的指标。

可靠性分配有多种方法，本节介绍：

1）串联系统可靠性分配法；

2）有并联冗余的系统的可靠性分配法；

3）可靠性分配的代数方法；

4）动态规划法。

这几种都是常用的、一般都有标准可以遵循的方法。

8.4.2 串联系统可靠性分配

任何系统都可以逐步简化合并成为串联系统。因此，系统可靠性分配可以串联系统为基础。串联系统的可靠性可取为

$$R_s = \exp\left(-\sum_{i=1}^{n}\lambda_i t_i\right) = \exp(-Q)$$

$$Q = \sum_{i=1}^{n}\lambda_i t_i$$

式中 Q——系统的失效率；

n——组成系统的单元数；

$\lambda_i t_i$——各串联单元的任务失效率。

当系统任务失效率很小时，例如小于 0.2，则系统可靠性 $R_S = 1-F_S \approx 1-Q$，系统的不可靠性 $F_S \approx Q$。在此情况下，可以直接按不可靠性进行分配。但在系统的任务失效率较大时，则不能简化，仍需按可靠性进行分配。

串联系统的可靠性分配有：比例分配法，等可靠性分配法，加权分配法等。

（1）比例分配法

比例分配法是按照可靠性预测得到的系统失效率与要求的或指

标规定的系统失效率的比值，对预测的组成单元失效率进行修正和分配的方法。

设系统的预测任务失效率为 Q_{S1}，系统的任务失效率指标为 Q_{S0}，组成单元的预测失效率为 λ_{i1}，组成单元的分配失效率为 λ_{i0}。则

$$\lambda_{i0}=\frac{Q_{S0}}{Q_{S1}}\lambda_{i1} \tag{8-63}$$

在 Q_{S0} 和 Q_{S1} 均很小时，可按不可靠性进行比例分配。例如，由 4 个串联单元组成的系统，要求的可靠性指标为 0.9。各单元预测的结果和可靠性分配，如表 8-4 所示。

表 8-4 用不可靠度 $F_S \approx Q_S$ 计算，如 Q_S 不是小量或要求分配准确些，则仍应该用式（8-63）计算。

表 8-4　串联系统可靠性比例分配

单元号	预测可靠性	预测不可靠性	分配不可靠性	分配可靠性
1	0.96	0.04	0.02	0.98
2	0.92	0.08	0.04	0.96
3	0.98	0.02	0.01	0.99
4	0.94	0.06	0.03	0.97
系统	0.80	0.20	0.10	0.90

（2）等可靠性分配法

等可靠性分配法是把系统的可靠性指标分配给可靠性都相等的组成它的单元。如系统的可靠性指标为 R_{S0}，则组成它的各单元的可靠性指标为

$$R_i=(R_{S0})^{\frac{1}{n}} \tag{8-64}$$

式中　n——组成系统的串联单元数。

（3）加权分配法

上述两种分配方法，适用于组成系统的各单元提高可靠性的技术难易、环境条件和投资大小基本相同和相似的情况。上面已经说明，一般组成系统的情况并不如此，因此需要分别对待。加权分配

法就是用加权因子 k 来分别处理不同情况的串联单元。一般主要考虑 4 种加权因素。如用失效率进行分配时的计算，则 4 种因素的加权值如下：

1）复杂程度。按组成单元的元器件数量及组装难易程度而定，最简单者加权数为 1，最复杂者加权数可高到 10；

2）技术基础。按技术的成熟程度和水平而定，最有基础者加权数为 1，最没有基础者加权数可高到 10；

3）工作时间。按单元工作时间长短而定，最短者加权数为 1，最长者加权数可高到 10；

4）环境条件。按所处环境而定，最优越者加权数为 1，最差者加权数可高到 10。

如按失效率进行分配。设系统的失效率指标为 λ_S，则分配给各单元的失效率 λ_i 为

$$\begin{cases} \lambda_i = k_i \lambda_s & (8-65) \\ k_i = w_i / w_S & (8-66) \end{cases}$$

式中 w_i，w_S——分别为单元和系统的加权数。

其中

$$w_i = \prod_{j=1}^{4} r_{ij} \tag{8-67}$$

式中 γ_{ij}——第 i 个单元、第 j 个因素的加权数；

j——加权因数，$j=1$ 代表复杂程度，$j=2$ 代表技术基础，$j=3$ 代表工作时间，$j=4$ 代表环境条件。

$$w_S = \sum_{i=1}^{n} w_i \tag{8-68}$$

式中 i——系统串联单元数。

进行加权分配计算时，可按下列程序进行：

1）给出各个单元的因素加权数 γ_{ij}；

2）按式（8-67）求出各单元的加权数 w_i；

3）按式（8-68）求出系统的加权数 w_S；

4）按式（8－66）求出各单元的加权因子 k_i；

5）按式（8－65）求出各单元的失效率 λ_1。

8.4.3　有并联冗余的系统的可靠性分配

实际的工程系统大多数基本是串联系统。当其中有的单元可靠性较低时，则采用并联冗余的办法，例如图 8－16 所示。

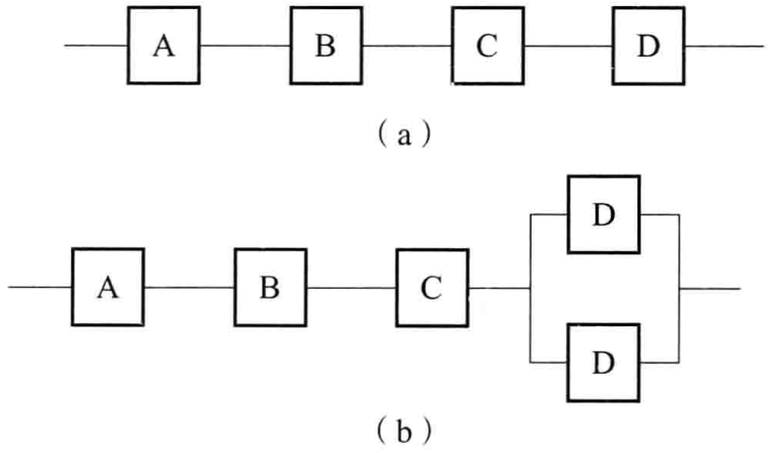


图 8－16　有并联冗余的系统

设图 8－16 的串联系统中单元 A，B，C 的可靠性预测值均为 0.99，单元 D 的预测可靠性为 0.90。要按系统可靠性指标为 0.98 进行分配，显然，按预测可靠性分配［图 8－16（a）］是达不到指标的。为此，采取下列几种分配办法。

1）在 A，B，C，D 均有可能提高可靠性的情况下，可以把 D 和 D 并联成为一个单元 U。A，B，C，U 这 4 个单元平均分配的不可靠性均为 0.005。

$$R_U = 1 - F_U = 1 - F_D F_D$$

D 和 D 并联，则

$$R_U = 1 - F_D^2 = 0.995$$

$$F_D = \sqrt{1 - 0.995} = 0.070\ 7$$

这样，分配结果为：

A，B，C 的可靠度为 1－0.005＝0.995；

D 和 D 并联的可靠度为 1－0.070 7＝0.929 3。

2）按预测的结果，这个系统中 D 单元的可靠性较低，只有 0.9，提高可靠性也比较困难，所以采取并联冗余以提高可靠性。如按上述的分配，则 D 和 D 并联的可靠性还要提高，这对设计不利。此时，如 A，B，C 提高可靠性较易，则可提高 A，B，C 的可靠性使其分配值达 0.996 7，让 D 和 D 并联的可靠性分配值维持 0.929 3。

3）如果 A，B，C 的可靠性很难提高到 0.996 7，而 D 的可靠性也难以提高，此时，可以采取 D，D，D 三并联的办法提高并联单元 U 的分配值，把 A，B，C 的分配值从 0.996 7 下降到 0.993 3。

由此可见，可靠性分配要根据具体情况作具体分析，选择适合的方案进行分配。

8.4.4 可靠性分配的代数方法

串联系统可靠性

$$R_S=\prod_{i=1}^{j}R_i=\prod_{i=1}^{j}\{1-w_i[1-\exp(-t_i/m_i)]\} \tag{8-69}$$

式中 方括号内的数值——第 i 个分系统在工作时间 t_i 之前发生失效的概率，即不可靠度；

m_i——第 i 个分系统的 MTTF；

w_i——第 i 个分系统加权数（使用 0.1～1）。

设第 i 个分系统由 n_i 个元件组成，整个系统共有 $N=\sum_{i=1}^{j}n_i$ 个元件，并假设这些单个元件的可靠性相同。按分系统的复杂性分配可靠性

$$R_i=1-w_i\ [1-\exp\ (-t_i/m_i)]\ =R_s^{n_i/N} \tag{8-70}$$

式中 R_i——分系统的可靠性。

由式（8－70）可得

$$m_i=\frac{-t_i}{\ln\left[1-\frac{1}{w_i}\left(1-R_s^{n_i/N}\right)\right]}$$

即
$$R_i(t_i)=\exp(-t_i/m_i)=1-\frac{1}{w_i}\left(1-R_s^{n_i/N}\right) \tag{8-71}$$

下面举例说明这种方法。

如有一星载电子设备，它的分系统的组成和可靠性有关数据如表 8-5 所示。要求此设备的可靠性指标在工作 12 h 时 $R(12)=0.923$，按代数方法分配可靠性。

表 8-5　星载电子设备

序号	分系统名称	元件数	工作时间/h	加权数
1	发射机	102	12	1.0
2	接收机	91	12	1.0
3	控制设备	242	12	1.0
4	起飞自动装置	95	3	0.3
5	电源	40	12	1.0

解法如下：

$$\begin{aligned}R_i(t_i)&=1-w_i\left[1-\exp(-t_i/m_i)\right]\\&\approx\exp(-w_it_i/m_i)=R_s^{n_i/N}\end{aligned} \tag{8-72}$$

据此得近似式

$$m_i=\frac{Nw_it_i}{n_i(-\ln R_S)} \tag{8-73}$$

由上式（8-73）可得 $m_1=837$ h，$m_2=938$ h，$m_3=352$ h，$m_4=67$ h，$m_5=2\ 134$ h。

代入式（8-70），可得分系统的可靠性分配为：

$R_1(12)=0.985\ 6$，$R_2(12)=0.987\ 3$，$R_3(12)=0.986\ 8$，

$R_4(12)=0.965\ 6$，$R_5(12)=0.994\ 4$。

$R_S=\prod_{i=1}^{5}R_i=0.922\ 9\approx0.923$。

8.4.5 动态规划法

(1) 基本概念

动态规划法把求最优解分为 n 个阶段依次作出最优决策，构成一个最优策略。设 R 是 x 的函数，并可分解为

$$R(x)=f_1(x_1)+f_2(x_2)+\cdots+f_n(x_n) \tag{8-74}$$

在

$$x_1+x_3+\cdots+x_n=x \tag{8-75}$$

的条件下，使 $R(x)$ 为最大的问题叫做动态规划。

这里，x_i 是任意正数，n 是整数。x_i ($i=1, 2, 3, \cdots, n$) 可以为时间、路程、投资等。

$R(x)$ 的最大值由 x 和 n 决定。由此可以写成

$$\psi_n(x)=\max R(x_1, x_2, \cdots, x_n),\ x\in\Omega \tag{8-76}$$

式中 Ω——满足 $x_1+x_2+\cdots+x_n=x$ 的集合。

如在第 k 次活动分配到的 x 量为 x_k ($0\leqslant x_k<x$)，则由 x_k 得到的值为 $f_k(x_k)$。根据式 (8-76)，由 x 的其余部分 $(x-x_k)$ 所能得到的最大值为 $\psi_{k-1}(x-x_k)$，则总值为 $f_k(x)+\psi_{k-1}(x-x_k)$。

因为使这一总值为最大的 x_k 与使 $\psi_k(x)$ 为最大有关，所以

$$\psi_k(x)=\max\left[f_k(x_k)+\psi_{k-1}(x-x_k)\right] \tag{8-77}$$

其中 $0\leqslant x_k<x$。

也就是说，在 $\psi_{k-1}(x-x_k)$ 已是最佳分配时，只需注意 x_k 的值就可以了。或者说，不管如何选择 x_k，若要使总值为最大，必须作出使 $\psi_{k-1}(x-x_k)$ 的函数值为最大的分配。

(2) 动态规划分配法举例

设有一个由 A，B，C，D 4 种单元组成的 4 个分系统串联组成的系统。组成各分系统单元的 1 年时间的可靠性和研制费如表 8-6 所示。要求系统的可靠性指标为 0.99。求研制费最小的系统组成和可靠性分配方案。用动态规划法解此题。

表 8-6　组成各分系统的单元

组成分系统单位	A	B	C	D
单元可靠性	0.80	0.70	0.8	0.7
单元研制费/万元	20	30	15	10

显然每一个分系统都要由几个单元冗余贮备才能组成一个可靠性为 0.99 的系统。同时每一个分系统的可靠性也必须高于 0.99，不然也不可能组成一个可靠性为 0.99 的串联系统。按式（8-77），若要得出 $\psi_3(x_3)$ 的最优值，就得先求出 $\psi_2(x-x_3)$ 的最优值。为此，先求 A 与 B 的不同贮备条件下的组合，找出可能满足分配指标的各种组合的费用。

设 A 分系统的冗余为 3～6（3 个并联，可靠性已可高于 0.99），B 分系统的冗余为 4～6（4 个并联，可靠性才能高于 0.99）。共有 12 种组合，如表 8-7 所示。将表 8-8 所有数值作图，如图 8-17 所示。图 8-17 所示的折线表示函数 $\psi_2(x-x_3)$。

表 8-7　$\psi_2(x-x_3)$ 的计算

		B 分系统		
		4	5	6
A 分系统	3	$R_{34}=0.983\ 3$ 费用＝180 万元	$R_{35}=0.989\ 6$ 费用＝210 万元	$R_{36}=0.991\ 3$ 费用＝240 万元
	4	$R_{44}=0.990\ 3$ 费用＝200 万元	$R_{45}=0.996\ 0$ 费用＝230 万元	$R_{46}=0.997\ 7$ 费用＝260 万元
	5	$R_{54}=0.961\ 6$ 费用＝220 万元	$R_{55}=0.997\ 3$ 费用＝250 万元	$R_{56}=0.998\ 9$ 费用＝280 万元
	6	$R_{64}=0.997\ 8$ 费用＝240 万元	$R_{65}=0.997\ 6$ 费用＝270 万元	$R_{66}=0.999\ 2$ 费用＝300 万元

$(x-x_3)$ 是两个分系统的成本，$\psi_2(x-x_3)$ 表示与 $(x-x_3)$ 成本相对应的可靠性。显然，只有可靠性大于 0.99 的那些组合 A_4B_4，A_5B_4，A_5B_5，A_4B_6，A_5B_5，A_6B_6 可进一步用于 $\psi_3(x-x_4)$ 的优化。表 8-8 和图 8-18 给出 $\psi_3(x-x_4)$ 的计算值和可靠性成本折线。

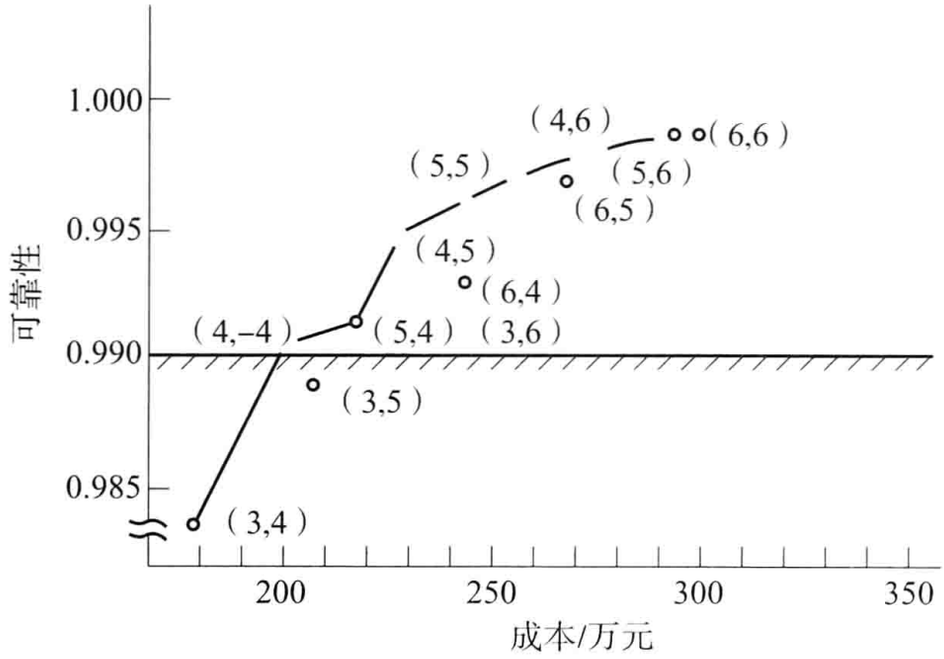


图 8-17 ψ_2（$x-x_3$）的可靠性－成本折线

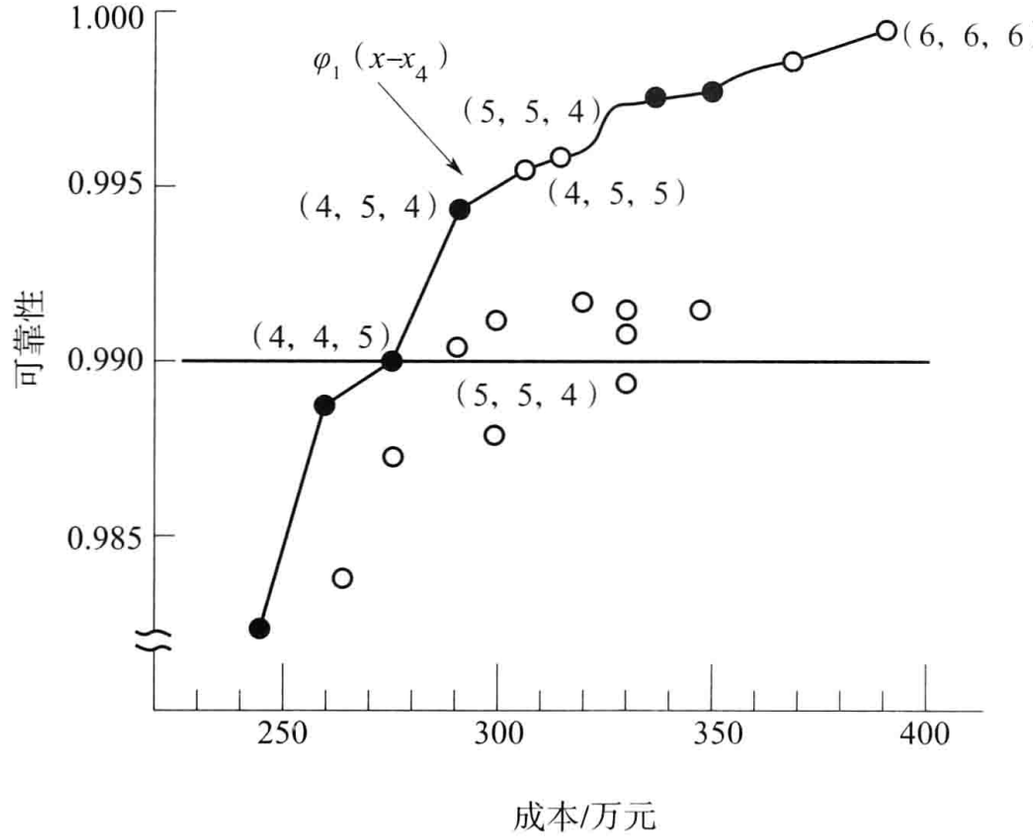


图 8-18 ψ_2（$x-x_3$）可靠性－成本折线

用 ψ_3（$x-x_4$）可靠性高于 0.99 的那些组合 $A_4B_4C_5$，$A_4B_5C_5$，$A'_4B_5C_5$，$A_5B_5C_4$，…，$A_6B_6C_6$ 进一步求出 ψ_4（x）。最后得出 $A_4B_5C_4D_5$ 组合的可靠性 $R_{4545}=0.992\ 0>0.99$，最低成本为 340 万元。

表 8-8　$\psi_3(x-x_4)$ 的计算

		B 分系统			
		3	4	5	6
AB 分系统组合	44	$R_{443}=0.982\ 4$ 费用＝245 万元	$R_{444}=0.988\ 7$ 费用＝260 万元	$R_{445}=0.990\ 0$ 费用＝275 万元	$R_{446}=0.990\ 2$ 费用＝290 万元
	54	$R_{543}=0.983\ 5$ 费用＝265 万元	$R_{544}=0.990\ 0$ 费用＝290 万元	$R_{545}=0.995\ 7$ 费用＝295 万元	$R_{546}=0.991\ 5$ 费用＝310 万元
	45	$R_{453}=0.987\ 6$ 费用＝275 万元	$R_{454}=0.994\ 4$ 费用＝290 万元	$R_{455}=0.995\ 7$ 费用＝305 万元	$R_{456}=0.995\ 9$ 费用＝320 万元
	55	$R_{553}=0.995\ 7$ 费用＝295 万元	$R_{554}=0.997\ 5$ 费用＝310 万元	$R_{555}=0.997\ 0$ 费用＝335 万元	$R_{556}=0.997\ 2$ 费用＝340 万元
	46	$R_{463}=0.989\ 7$ 费用＝305 万元	$R_{464}=0.996\ 1$ 费用＝320 万元	$R_{465}=0.997\ 4$ 费用＝335 万元	$R_{466}=0.997\ 5$ 费用＝370 万元
	56	$R_{563}=0.990\ 9$ 费用＝325 万元	$R_{564}=0.997\ 3$ 费用＝340 万元	$R_{565}=0.998\ 6$ 费用＝355 万元	$R_{566}=0.998\ 8$ 费用＝390 万元
	66	$R_{663}=0.991\ 2$ 费用＝345 万元	$R_{664}=0.997\ 6$ 费用＝350 万元	$R_{665}=0.998\ 9$ 费用＝375 万元	$R_{666}=0.999\ 1$ 费用＝390 万元

8.5　卫星故障模式、影响及危害性分析

8.5.1　概述

为了保证卫星的可靠性，应该从设计阶段开始就做工作，通过可靠性设计中的故障模式和影响分析（Failure Mode and Effect Analysis，FMEA）和故障模式、影响及危害性分析（Failure Mode，Effect and Criticality Analysis，FMECA）找出严酷后果和单点故障，并改进设计加以消除。实践证明，这是一种有效和经济地保证卫星可靠性的办法，已纳入国家标准。所谓故障模式指的就是卫星产品的失效或故障的形式。一个卫星产品发生失效或故障的形式可能有多种，每种故障模式对它的上一层次系统和卫星所造成的影响也不一样，因此应该进行全面的故障模式和影响的分析。所

谓单点故障系指卫星所属各层次产品中有一处失效就会引起整个卫星失效的那种故障模式。

FMECA 是确定系统所有可能的故障，根据对故障模式的分析，确定每一故障对系统工作的影响，找出单点故障，并按故障模式的严酷度及其发生概率，确定其危害性的可靠性设计工作。FMECA 是一种分析方法，应该在设计的早期程序就开始进行，这样将有助于对设计的评审和为安排改进措施的先后顺序提供依据。

FMECA 分两个步骤完成，即：

1）FMEA；

2）FMECA。

应将 FMEA 作为系统早期设计阶段工作的一个组成部分，并应适时进行，以便能尽早发现设计缺陷并采取改进措施。同时，随着设计的更改应反复进行 FMEA。从初始设计到最终设计的每一次设计评审，应该把当时的 FMEA 作为提供评审的主要资料，通过 FMEA 来说明卫星的风险和改善风险的措施。还可以将 FMEA 用于确定具体的技术攻关、试验条件、质量检验、条件限制、使用寿命，以及降低故障风险所需的其他信息和活动。

FMEA 原则上是一种单因素分析方法。分析时假定一次只发生一种故障，并且只分析这种故障模式对系统的局部和全局造成的影响。

在进行 FMEA 时，应彻底搞清楚各层次卫星产品功能的所有可能的故障模式。因为分析工作就是建立在所有可能的故障模式清单上的。这里强调所有可能的故障模式，意思是要设计师们不可粗心或想当然地认为某种或某些故障模式不会发生或不重要而忽略过去。如果这样，可能会导致严重的后果。作为一个例子，表 8－9 给出标准 GB 7826－87 和 IEC 812－1985 建议的一个故障模式清单。

表 8-9　各类故障模式

序　号	失效模式	序　号	失效模式
1	结构失效（破坏）	18	错误动作
2	捆结或卡死	19	不能关机
3	振动	20	不能关机
4	不能保持正常位置	21	不能切换
5	打不开	22	提前运行
6	关不上	23	滞后运行
7	误开	24	错误输入（过大）
8	误关	25	错误输入（过小）
9	内部漏泄	26	错误输出（过大）
10	外部漏泄	27	错误输出（过小）
11	超出允差（上限）	28	无输入
12	超出允差（下限）	29	无输出
13	意外运行	30	短路（电的）
14	间歇性工作	31	开路（电的）
15	漂移性工作	32	漏泄（电的）
16	错误指示	33	对于系统特性、要求和运行限制的其他独特失效条件
17	流动不畅		

FMECA 的第二个步骤——危害性分析是在前一步骤 FMEA 的基础上，分析判断故障模式对其上一层次系统和卫星整星的危害程度。

卫星产品故障造成的潜在后果，用严酷度来度量。标准 GJB 1391—92 规定严酷度分为 4 类。

1）Ⅰ类（灾难的）——这是一种会引起人员死亡或系统（如卫星）毁坏的故障。

2）Ⅱ类（致命的）——这种故障会引起人员的严重伤害、重大经济损失或导致任务失败的系统严重损坏。

3）Ⅲ类（临界的）——这种故障会引起人员轻度伤害、一定的经济损失或导致任务延误或降级的系统轻度损坏。

4）Ⅳ类（轻度的）——这是一种不足以导致人员伤害，不产生一定的经济损失或系统损坏的故障，但它会导致非计划性维护或修理。

当卫星产品的故障或故障模式不能按上述 4 类表述进行分类时，可对比上述类似的损坏程度另作表述，但要得到卫星研制任务下达者的认可。

8.5.2 FMEA 和 FMECA 的基本程序和所需资料

（1）FMEA 的基本程序

FMEA 的基本程序可概括为如下的几项。

1）定义和定位被分析的系统。完整定义系统包括其内部和接口功能、预期的性能、约束条件和故障判据的说明。系统功能说明包括那些与每项任务、每一任务阶段及每一种工作方式相对应的功能的详细描述，即对环境剖面、预定的任务时间和工作情况以及每一卫星产品的功能输出的说明。系统定位指明确被分析系统在卫星中的层次和在此层次中的正确位置，从而明确了系统的上下左右的接口关系。

2）绘制功能和可靠性框图。

3）确定系统及接口设备的所有潜在的故障模式。并确定它们对相关功能或产品的影响以及对系统和所需完成任务的影响。

4）按最坏的潜在后果评估每一故障模式，确定其严酷度类别。

5）为每一故障模式确定检测方法和补偿措施。

6）确定为排除故障或控制风险所需的设计更改或其他措施。

7）确定由于采取改进措施或改进其他属性所带来的影响。

8）分析各项记录。记录可用表 8－10 推荐的表格形式。

表 8－10　故障模式及影响分析表

最终层次　　卫星　　任　　务　　审核　　第　页共　页

分析层次　　分析人员　　批准　　填表日期

代码	产品或功能标志	功能	故障模式	故障原因	任务阶段与工作方式	故障影响			故障检测方法	补偿措施	严酷度类别	备注
						局部影响	高一层次影响	最终影响				

9）对不能通过设计来改善的或是经过分析认为设计不必做更改的问题，应予总结并确定为降低故障风险所需的具体措施。

（2）FMECA 的基本程序

FMECA 的基本程序如下。

1）上述 FMEA 的 9 项基本程序。

2）危害性分析，填写危害性分析表格和绘制危害性矩阵。分析表格可用表 8－11 推荐的形式。

表 8－11　危害性分析

最终层次　　卫星　　任　　务　　审核　　第　页共　页

分析层次　　分析人员　　批准　　填表日期

代码	产品或功能标志	功能	故障模式	故障原因	任务阶段与工作方式	严酷度类别	故障概率或故障数据源	故障率（λ_p）	故障模式频数比（α_j）	故障影响概率（β_j）	工作时间（t）	故障模式危害度（C_{mj}）	产品危害度 $C_r=\sum C_{mj}$	备注
(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)

3）提出 FMECA 报告。报告应明确指出分析的层次，总结出分析的结果，写明分析所使用的数据源及方法，并应包括系统定义说明、所得到的分析数据及表格。FMECA 的中间报告应能用于对备选设计方案的选择，并应使Ⅰ类和Ⅱ类故障、潜在的单点故障和建议的设计改进措施清晰可见。最终报告应反映最终设计结果，并应明确指出那些无法通过设计排除的Ⅰ类和Ⅱ类故障模式及单点故障。必要时，可列出不可检测的故障模式的清单。

（3）FMEA 和 FMECA 所需的主要资料

所需的主要资料如下。

1）与分析的系统构成有关的资料。包括组成系统的分系统、部件的功能图、原理图、结构图和其他设计文件。

2）与分析的系统启动、运行、控制有关的资料。包括时间顺序、运行方式、额定参数及其容差。

3）可靠性数据。为了确定可能的故障模式，需要对那些选用来执行每一系统内部功能的产品的可靠性数据进行分析。

4）可靠性框图。如果有几种运行方式，则应有每种运行方式的可靠性框图。

5）与分析系统所处的环境有关的资料。

8.5.3 故障模式及影响分析

本节举一个例子来说明 FMEA。图 8－19 给出某卫星姿态控制系统的双组元执行机构子系统的第一次设计方案，图中给出了系统的组成、工质和信息的流程以及系统功能等信息。根据图 8－19 可作出执行机构子系统的可靠性框图（图 8－20）。图 8－20 中虚线表示控制信号的输入；“俯机”、“仰机”为用于俯仰控制的小发动机；“偏机”为用于偏航控制的小发动机；“滚机”为用于滚转控制的小发动机；“推机”为用于产生变轨推力的发动机。用图 8－19 和图

8－20，以及与 FMEA 有关的资料，对此执行机构的 5 种功能进行故障模式和影响分析，这 5 种功能是：

1）高压氦气的供应功能；

2）氦气压力控制功能；

3）推进剂供应功能；

4）姿控和轨控发动机功能；

5）自动控制功能。

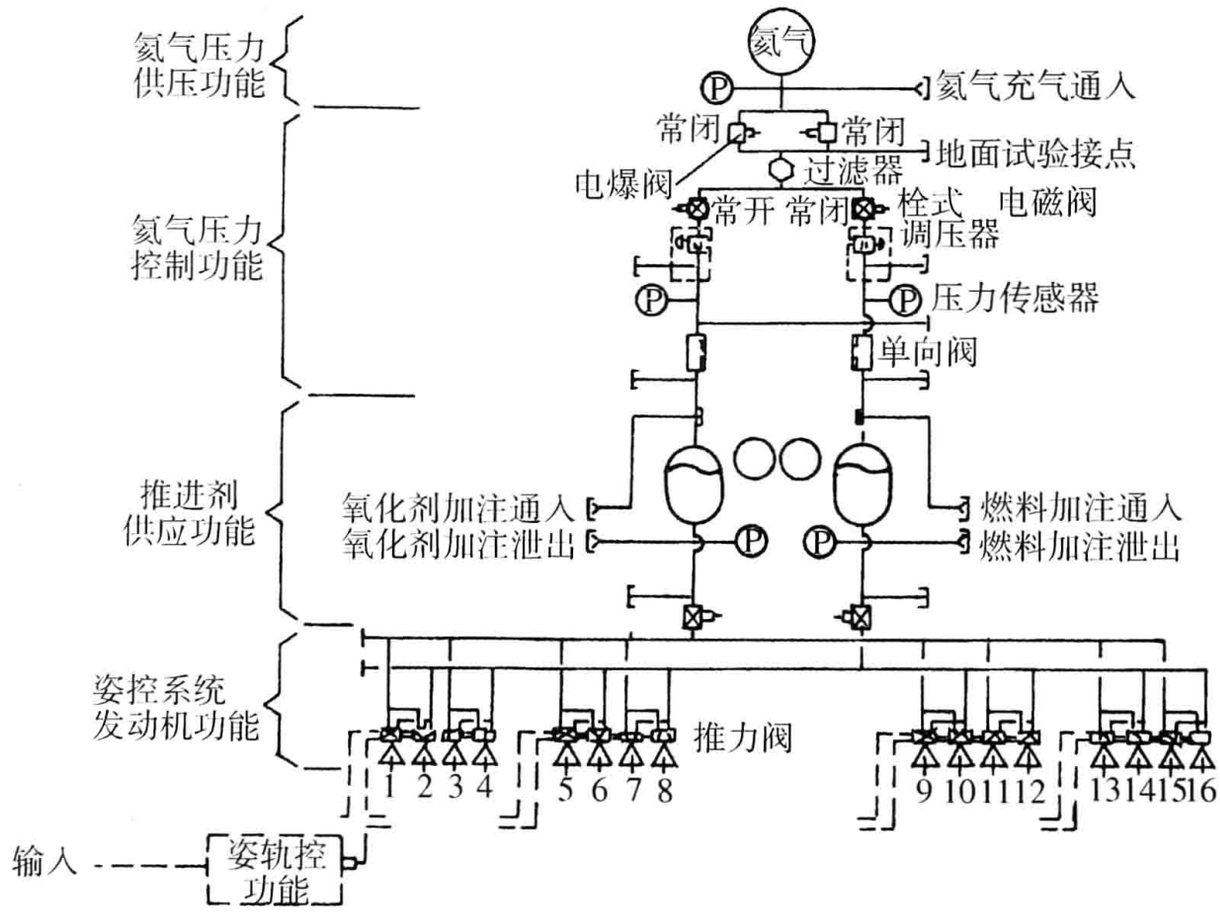


图 8－19　第一次设计方案

分析填写故障模式及影响分析表的各项，见表 8－12。从表 8－12 可以看出，这个第一次设计方案的 5 种功能 12 种故障模式中有 8 种的严酷度属灾难性的Ⅰ类。显然，这个设计方案的可靠性低、单点故障多、有很多的缺点，必须加以改进。改进的重点在于尽可能地消除单点故障和降低故障模式影响的严酷度。

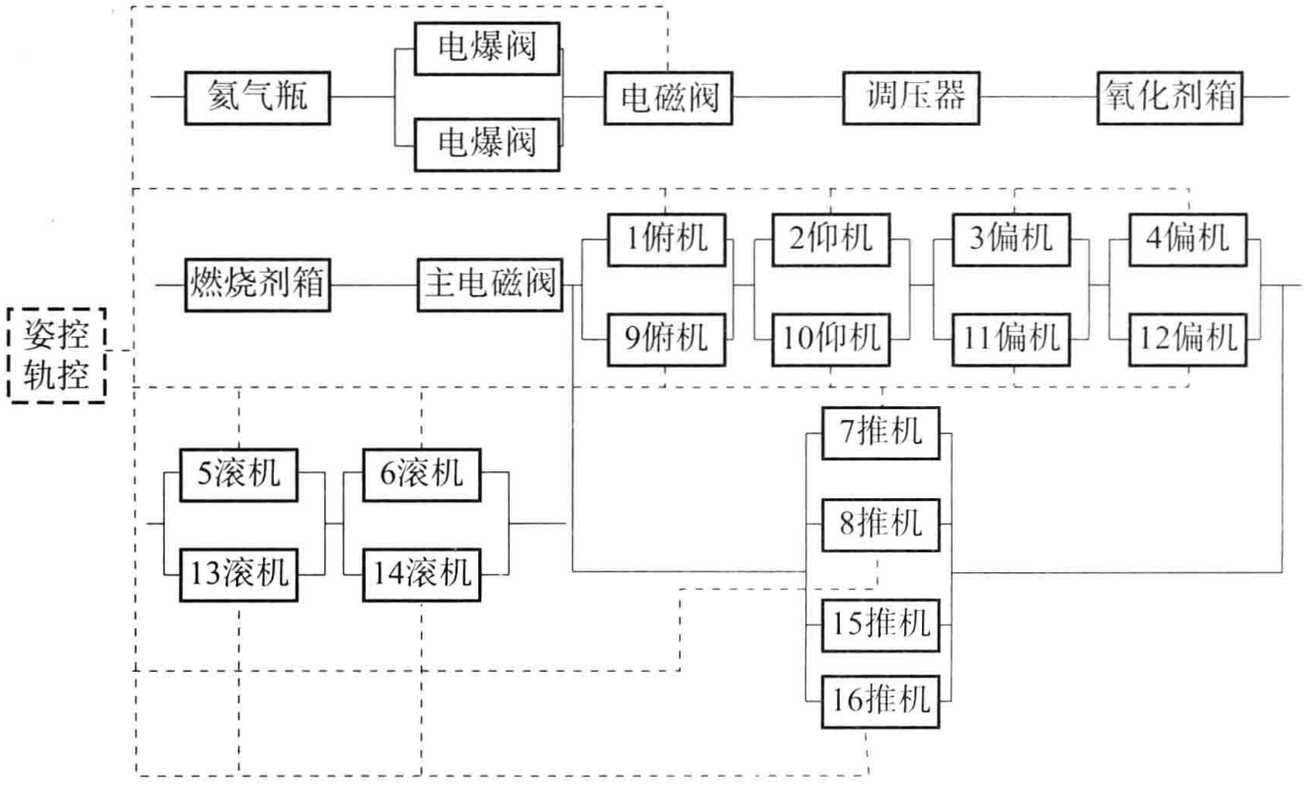


图 8-20 执行机构第一次设计方案的可靠性框图

表 8-12 故障模式及影响分析表

最终层次　　卫星　　任　务　　审核　　第　页共　页

分析层次　　分析人员　　批准　　填表日期

代码	产品或功能标志	功能	故障模式	故障原因	任务阶段与工作方式	故障影响			故障检测方法	补偿措施	严酷度类型	备注
						局部影响	高一层次影响	最终影响				
		高压氦气供压功能	泄漏	材料或焊接缺陷，疲劳，接头松动	入轨至任务终止保持氦瓶压力	减压、失氦、失压	增压氦逐渐损失；推进剂供量减少；推力减小	视漏量大小而定，或快或慢地减短卫星寿命		无	Ⅰ	
			破裂	材料或焊接缺陷，外物撞击	入轨至任务终止保持氦瓶压力	丧失压力	不能增压，不能供应推进剂	姿轨控系统功能丧失，卫星寿命终止		无	Ⅰ	
		氦气压力调控功能	泄漏	材料或焊接缺陷，疲劳，接头松动	入轨至任务终止维持推进剂箱压力	压力调控功能减弱，最后丧失	推进剂箱压力不正常，最后失压	减短卫星寿命		无	Ⅰ	
			调压器直通	调压环节损坏	调节（减压）至所需压力	推进剂箱受高压破裂	姿控系统的推进剂泄漏，推进剂箱压力丧失	寿命终止		无	Ⅰ	
			一个爆电阀点未火	火工品故障或电路故障	通电起爆由闭态变为通态	气路仍然不通	因有冗余阀门，不会造成姿态控制系统故障	没有影响		冗余电爆阀点火工作	Ⅳ	

续表

最终层次　　卫星　　任　务　　审核　　第　页共　页
分析层次　　分析人员　　批准　　填表日期

代码	产品或功能标志	功能	故障模式	故障原因	任务阶段与工作方式	故障影响			故障检测方法	补偿措施	严酷度类型	备注
						局部影响	高一层次影响	最终影响				
		气力控制氦压调节功能	常闭电磁阀不开	阀门线圈损坏，电路故障	通电开启	燃料箱不能建立压力	燃料不能挤压进入发动机，系统功能丧失	卫星寿命终止		无	Ⅰ	
		推进剂供应功能	泄漏	材料或焊接缺陷，疲劳，接头松动	供应推进剂到发动机	推进剂减少	不能维持任务所需的推进剂量；造成环境污染，形成危险环境	减短寿命，损坏其他系统；形成事故		无	Ⅰ	
			隔膜或去性破失弹	材料老化或工艺缺陷	气液分隔	气液混合	在失重条件下气液混合，造成不能输送推进剂或输气液混合物至发动机	发动机不能正常工作，卫星寿命终止		无	Ⅰ	
			主电磁阀不工作	阀门线圈坏或电路故障	切断或开通推进剂箱至发动机的通路	该开不开，切断推进剂通路	只要有一个主电磁阀不工作，即固定在关闭状态下系统就不能工作	姿态不能正常，卫星寿命终止		无	Ⅰ	

续表

最终层次	卫星	任　务	审核	第　页共　页	
分析层次		分析人员	批准	填表日期	

代码	产品或功能标志	功能	故障模式	故障原因	任务阶段与工作方式	故障影响			故障检测方法	补偿措施	严酷度类型	备注
						局部影响	高一层次影响	最终影响				
		姿控和轨控发动机功能	每组一个推力阀不开启	阀门线圈坏或电路故障	切断或开通推进剂进入发动机	推进剂不能进入发动机	因有冗余不会造成俯仰、偏航、滚动和轨控发动系统工作的问题	没有影响		冗余推力阀工作	Ⅲ	
			每组一个发动机烧坏	材料或设计缺陷，混合比问题	推进剂混合燃烧，产生推力	燃烧不正常推力不正常	因有冗余，不会造成姿态控制和轨控失效	没有影响		冗余发动机工作	Ⅲ	
		自动控制功能	一台计算机坏	单粒子效应，器件故障，电路故障	姿态控制、程序控制和轨道控制与遥控系统、程控系统冗余工作	计算机功能丧失	有冗余计算机同时工作，不影响系统功能	没有影响		用冗余计算机、程控、遥控信号	Ⅲ	

表 8-13　第二次设计方案故障模式及影响分析表

最终层次　　卫星　　任　务　　审核　　第　页共　页

分析层次　　姿控执行机构　　分析人员　　批准　　填表日期

代码	产品或功能标志	功能	故障模式	故障原因	任务阶段与工作方式	故障影响			故障检测方法	补偿措施	严酷度类型	备注
						局部影响	高一层次影响	最终影响				
		高压氦气供压功能	泄漏	材料或焊接缺陷，疲劳，接头松动	保持氦气瓶压力	减压失压失氦	有冗余氦及氦瓶只是A系统或B系统出故障，不会造成系统故障	在姿控系统无故障情况下不会造成卫星故障		冗余备份工作	Ⅲ	
			破裂	材料或焊接缺陷，外物撞击	保持氦气瓶压力	失压失氦	有冗余氦及氦瓶，只是A系统或B系统出故障，不会造成系统故障	在姿控系统无故障情况下不会造成卫星故障		冗余备份工作	Ⅲ	
		氦气压力调控功能	泄漏	材料或焊接缺陷，疲劳，接头松动	维持推进剂箱所需压力	压力调节功能减弱、最后丧失	A和B组互为备份。只一组故障不会造成姿控系统故障	在只是A系统或B系统故障情况下，对卫星没有影响		冗余系统备份工作	Ⅲ	
			调压器直通	调压环节损坏和压力保险阀故障	阀节（减压）至所需压力，压力超过安全值压力保险阀自动开启	推进剂箱受高压破裂	A和B组互为备份，只一组故障不会形成系统故障。每组有两个减压阀串联，一个故障另一个仍可调压	只一组或一组中的一个调压器故障不会造成系统故障和卫星故障		冗余调压器和冗余备份组工作	Ⅲ	

续表

最终层次	卫星	任　务	审核	第　页共　页	
分析层次	姿控执行机构	分析人员	批准	填表日期	

代码	产品或功能标志	功能	故障模式	故障原因	任务阶段与工作方式	故障影响			故障检测方法	补偿措施	严酷度类型	备注
						局部影响	高一层次影响	最终影响				
		氦气压力调控功能	电磁阀不开	阀门线圈坏，电路故障	通电开启	氦气不能通过	A和B组互为备份。每组又有两个并联电磁阀，一个、两个和三个阀门不开均不会形成系统故障	没有影响		冗余阀及冗余组分工作	Ⅳ	
		推进剂供应功能	泄漏	材料或焊接缺陷，疲劳，接头松动	供应推进剂至发动机	供应推进剂减少	只一组故障，因有冗余不会造成供应问题，但会造成环境问题	会造成环境问题而引发其他事故		环境问题无法补偿	Ⅲ	
			隔膜破裂或失弹性	材料或工艺缺陷，老化	气液分隔	气液混合	A、B组互为备份，一组故障不会影响系统	冗余备份工作，不会造成影响		冗余备份工作	Ⅲ	
			电磁阀主不工作	阀门线圈坏或电路故障	切断或开通推进剂至发动机的通路	推进剂不能通过或不能切断	只一组故障不会影响系统正常工作	系统正常，不影响卫星功能		冗余备份工作	Ⅲ	

在第一次设计方案的 FMEA 的基础上，改进后的某卫星的姿态控制系统的执行机构子系统的设计方案（第二次设计方案）如图 8－21 所示。这个设计方案主要采用了适当冗余的办法，消除了泄漏、破裂和隔膜故障等单点故障，解决了阀门和调压器故障导致系统和卫星故障的问题。

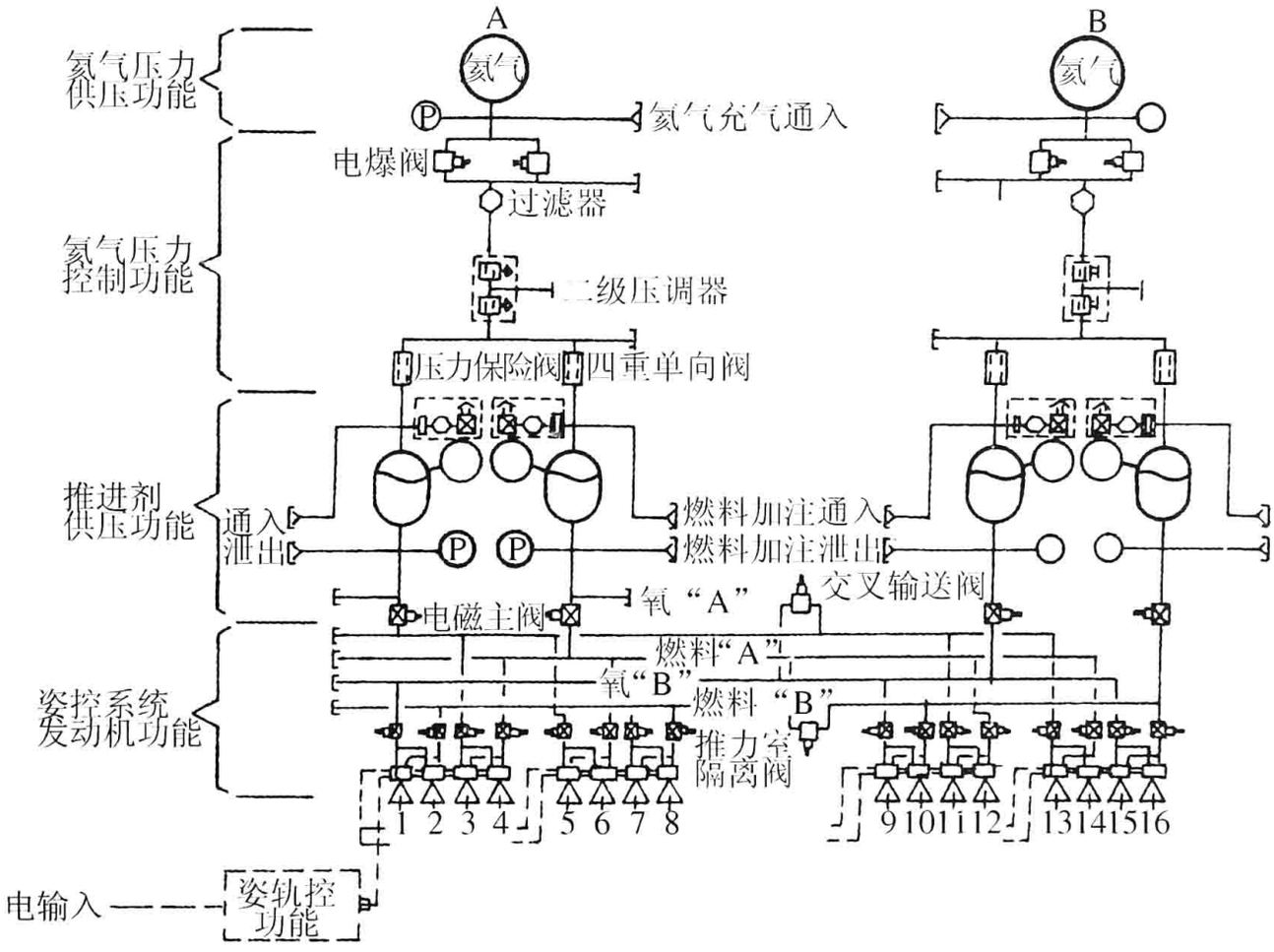


图 8－21　第二次设计方案

第二次设计方案的可靠性框图，如图 8－22 所示。

进行第二次设计方案的 FMEA，填写 FMEA 表，见表 8－13。在表 8－13 中只列出改进的各项，略去无须改进的各项。从这个姿态控制系统的执行机构系统的第一次和第二次设计方案的 FMEA 分析表（表 8－12 和表 8－13）可以看出，通过改进设计，姿态控制系统的可靠性得到了明显的提高。所分析的 5 种功能和 12 种故障模式影响的严酷度，除推进剂供应功能的泄漏故障（推进剂泄漏会

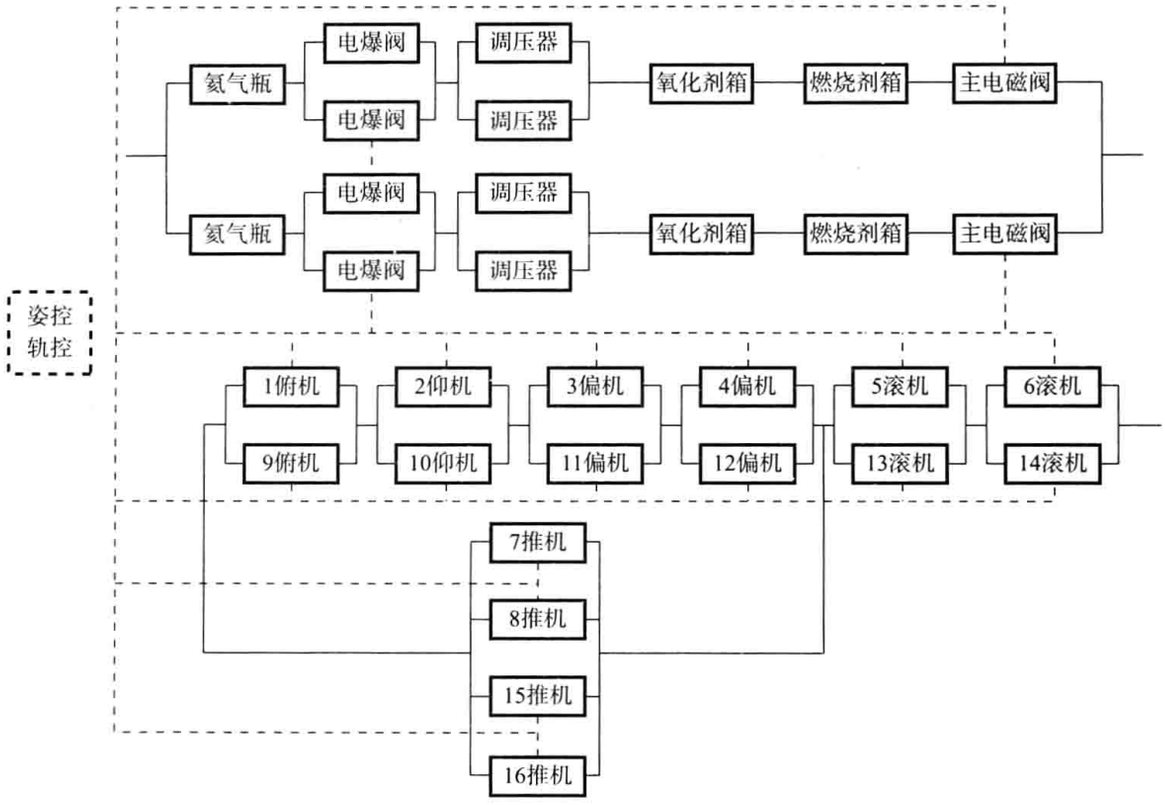


图 8-22　执行机构第二次设计方案的可靠性框图

污染环境和造成引发腐蚀、起火、降低表面透过率等其他故障的条件）的严酷度为Ⅱ类外，其他均为影响较轻的Ⅲ类和Ⅳ类。因此，如第二次设计方案被选用，则关于推进剂泄漏故障必须引起设计师，质量保障部门、生产部门的严重注意，要保证有关的推进剂箱、阀门、管道及所有连接部分的高可靠性。

8.5.4　危害性分析

危害性分析是对 FMEA 的补充和扩张。如果没有进行 FMEA，则无法进行危害性分析。FMEA 加上危害性分析称为 FMECA。

危害性分析的目的是按每一故障模式的严酷度类别及故障模式的发生概率所产生的综合影响对其划等分类，以便全面地评价各种可能出现的故障模式的影响。

危害性分析有定性和定量两种方法。究竟选择哪种方法，应根据具体情况决定。在不能获得产品技术状态数据或故障概率数据的情况下，宜选择定性的分析方法。如可以获得产品的技术状态数据

及故障概率，则宜用定量方法计算并分析危害度。

（1）定性分析法

在得不到产品技术状态数据或故障概率数据的情况下，可以按故障模式发生的概率来评价 FMEA 中确定的故障模式。此时，将各故障模式的发生概率按一定的规定分成不同的等级。故障模式的发生概率等级按如下规定。

1）A 级（经常发生）——在产品工作期间内某一故障模式的发生概率大于产品在该期间内总的故障概率的 20%。

2）B 级（有时发生）——在产品工作期间内某一故障模式的发生概率大于产品在该期间内总的故障概率的 10%，但小于 20%。

3）C 级（偶然发生）——在产品工作期间内某一故障模式的发生概率大于产品在该期间内总的故障概率的 1%，但小于 10%。

4）D 级（很少发生）——在产品工作期间内某一故障模式的发生概率大于产品在该期间内总的故障概率的 0.1%，但小于 1%。

5）E 级（极少发生）——在产品工作期间内某一故障模式的发生概率小于产品在该期间内总的故障概率的 0.1%。

（2）定量分析法

在具有产品的技术数据和故障概率数据的情况下，宜采用定量分析法，以得到更为有效的分析结果。用定量方法进行危害性分析，所用的故障率数据源应与进行其他可靠性分析所用的故障率数据源相同。

定量的危害性分析法分两个步骤：

1）第一步骤是计算和填写危害性分析表中的各项；

2）第二步骤是绘制危害性矩阵。危害性分析表如表 8－11 所示。

第一步填写危害性分析表，表 8－11 第 9 至 15 栏的填写说明如下：

1）第 9 栏（故障率 λ_P）：λ_P 可通过可靠性预计得到。如果是从有关手册或其他参考资料查到的产品的基本故障率（λ_b），则可以根据需要用应用系数（π_A）、环境系数（π_E）、质量系数（π_Q）以及其他系数来修正求出 λ_P，即

$$\lambda_P = \lambda_b \cdot \pi_A \cdot \pi_E \cdot \pi_Q \tag{8-78}$$

应列出计算 λ_P，时所用到的各修正系数。

2）第 10 栏（故障模式频数比 α_j）：α_j 表示产品将以故障模式 j 发生故障的百分比。如果列出某产品所有（N 个）故障模式，则这些故障模式所对应的各 α_j（$j=1, 2, \cdots, N$）值的总和等于 1。

各故障模式频数比可根据故障率原始数据或试验及使用数据推出。如果没有可利用的故障模式数据，α_j 值可由分析人员根据产品功能分析判断得到。

3）第 11 栏（故障影响概率 β_j）：β_j 是分析人员根据经验判断得到的，它是产品以故障模式 j 发生故障而导致系统任务功能丧失的条件概率。β_j 的值通常可按表 8－14 的规定进行定量估计。

表 8－14　β_j 的取值

故障影响	β_j 值
实际丧失	$\beta_j=1$
很可能丧失	$0.1<\beta_j<1$
有可能丧失	$0<\beta_j\leqslant 0.1$
无影响	$\beta_j=0$

4）第 12 拦（工作时间 t）：工作时间 t 可以从系统定义导出，通常以产品每次任务的工作小时数或工作循环次数表示。

5）第 13 栏（故障模式危害度 C_{mj}）：C_{mj} 产品危害度的一部分。对给定的严酷度类别和任务阶段而言，产品的第 j 个故障模式危害度 C_{mj} 可由下式计算

$$C_{mj} = \lambda_P \cdot \alpha_j \cdot \beta_j \cdot t \tag{8-79}$$

6）第 14 栏（产品危害度 C_r）：一个产品的危害度 C_r 系指预计将由该产品的故障模式造成的某一特定类型（以产品故障模式的严酷度类别表示）的产品故障数。就某一特定的严酷度类别和任务阶段而言，产品的危害度 C_r 是该产品在这一严酷度类别下的各故障模式危害度 C_{mj} 的总和。C_r 可按下式计算

$$C_r = \sum_{j=1}^{n} C_{mj} = \sum_{j=1}^{n} (\lambda_P \cdot \alpha_j \cdot \beta_j \cdot t) \qquad (8-80)$$

式中 n——该产品在相应严酷度类别下的故障模式数。

7）第 15 栏（备注）：该栏记入与各栏有关的补充与说明、有关改进产品质量与可靠性的建议等。

（3）危害度计算示例

危害度计算要求使用特定的故障率数据和产品技术状态数据。当技术状态数据是已知的情况下，就可以从下列来源获得故障率数据，如：适当的可靠性预计，以前的在设计和使用环境方面相似的产品的现场数据或从标准 GJB—299 中得到。在故障率已知的情况下，产品的危害度是某一特定类型（以严酷度类别表示）的产品故障数。以某一电子产品的危害度计算为例。

产品的基本故障率

$$\lambda_b = 0.1 \times 10^{-6} \qquad \text{失效数 } /h$$

查 GJB－299，该产品的故障率模型为

$$\lambda_P = \lambda_b \cdot \pi_E \cdot \pi_Q \cdot \pi_R$$

式中 π_R——阻值系数。取 $\pi_E = 5.0$，$\pi_Q = 0.6$，$\pi_R = 1.0$。

则 $\lambda_P = 0.1 \times 10^{-6}\ (5.0 \times 0.6 \times 1.0) = 0.3 \times 1^{-6}$。

就某一特定任务阶段而言，该产品有两个故障模式属于Ⅱ类严酷度，有一个故障模式属于Ⅲ类严酷度。其故障模式频数比分别为：

1）$\alpha_1 = 0.3$（严酷度为Ⅱ类的第一个故障模式）；

2）$\alpha_2 = 0.2$（严酷度为Ⅱ类的第二个故障模式）；

3）$\alpha_3=0.5$（严酷度为Ⅲ类的故障模式）。

假设该任务阶段故障影响概率为 $\beta_1=\beta_2=\beta_3=1.0$，$t=10.0$ h，求解该任务阶段严酷度为Ⅱ类的 C_{mj} 和 C_r。

$$C_r=\sum_{j=1}^{n}C_{mj}=\sum_{j=1}^{n}(10^6\cdot\lambda_P\cdot\alpha_j\cdot\beta_j\cdot t)$$

式中 10^6 为变换系数。由于故障率是以每百万小时的故障数来确定的，公式乘以 10^6，就使 C_r 的单位变换为“每百万小时的故障数”，即 C_r 通常变为大于 1 的数，以便于填入分析表中。这样做是因为危害度的重要性在于为故障模式提供一个相对顺序，而不是提供绝对数值。

则

$$C_{m1}=10^6\lambda_P\cdot\alpha_1\cdot\beta_1\cdot t$$
$$=10^6\times0.3\times10^{-6}\times0.3\times1.0\times10.0=0.9$$
$$C_{m2}=10^6\lambda_P\cdot\alpha_2\cdot\beta_2\cdot t$$
$$=10^6\times0.3\times10^{-6}\times0.2\times1.0\times10.0=0.6$$

所以，该产品的严酷度为Ⅱ类的故障危害度为

$$C_r=\sum_{j=1}^{2}C_{mj}=0.9+0.6=1.5$$

第二步绘制危害性矩阵。

1）危害性矩阵用来确定和比较每一故障模式的危害程度，进而为确定改进措施的先后顺序提供依据。

2）矩阵图的横坐标用严酷度类别表示，纵坐标用产品危害度 C_r 或故障模式发生概率等级表示。其示例见图 8－23。

3）将产品或故障模式编码，参照其严酷度类别及故障模式发生概率或产品的危害度标在矩阵的相应位置。这样绘制的矩阵图可以表明产品各故障模式危害性的分布情况。如图 8－23 所示（为便于使用，图 8－23 的纵坐标同时列出危害度 C_r 和发生概率等级），从原点开始，所记录的故障模式分布点沿着对角线方向距离原点越

远，其危害性越大，越需尽快采取改进措施。绘制好的危害性矩阵图应作为 FMECA 报告的一部分。

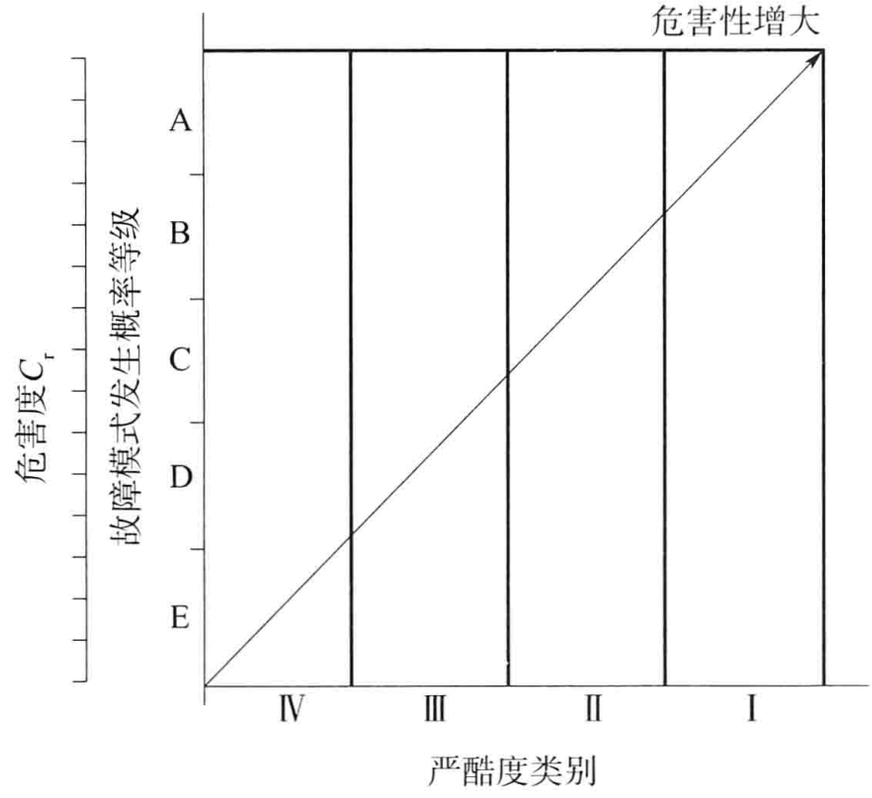


图 8-23 危害性矩阵示例

8.6 卫星故障树分析

8.6.1 故障树的建立方法

故障树分析（Fault Tree Analysis，FTA）又称失效树分析，是以系统不希望发生的一个事件（称为顶事件）为分析的目标，通过逐层向下推演所有可能的原因，找出导致顶事件发生的所有故障模式（底事件）与系统故障（即顶事件）之间的逻辑关系，并用倒立树状线图表示出来。在建立故障树后，可定性分析各底事件对顶事件发生影响的组合方式和传递途径，识别可能的系统故障模式，也可定量计算影响的轻重程度和系统故障的概率。

故障树分析是系统可靠性分析方法的一种。系统可靠性分析的基本做法在于通过对建立的可靠性模型进行分析，摸清系统可靠性

的情况，确定薄弱环节并预测系统可靠性。在必要时可据此有针对性地修改设计以提高可靠性，满足设计任务书的要求。

系统可靠性分析有两类基本方法，即归纳法和演绎法。FMECA 和型号研制中常用的事故预想分析（Preliminary Hazard Analysis，PHA）属归纳法，FTA 则属演绎法。FMECA 是由下而上确定系统所有可能的故障模式对系统的影响及危害性的分析方法。进行 FMECA 着眼于不漏掉任何一种可能的故障模式，对卫星设计而言，就要分析其组成的每个层次的卫星产品可能发生的故障对卫星的影响。FTA 则是由上而下，假设系统故障，分析其可能的原因，面向全系统的分析方法。它是一种事件的逻辑图解，能比较直观地确定故障的组合和传递的逻辑关系。对于比较复杂的系统，在 FMECA 明确了一切重要的系统故障事件的基础上，进行 FTA 则可明确其故障的原因和逻辑关系。在可靠性设计中，FMECA（包括 FMEA）和 FTA 是相辅相成的。

可靠性框图法也是可靠性分析的一种方法，但它是分析系统的成功模式的网络图方法。可靠性框图与系统的功能图接近，在概率分析方面也较容易，但它一般只能表示硬件之间的关系，而 FTA 适合于把环境条件、管理失误、软件缺陷等也包括在内进行分析。可靠性框图考虑“方框”（元器件），FTA 则考虑“事件”（原因）。

对卫星可靠性设计而言，FTA 的工作是很繁重的，但进行 FTA 可以从顶事件按部就班地演绎下去。这样很适于编成程序由计算机辅助完成。目前 FTA 的程序已经比较成套。

中国于 1987 年发布了 GB 7829—87“故障树分析程序”标准。FTA 工作分两个步骤：一是预备步骤，二是工作步骤。

(1) FTA 的预备步骤

FTA 的预备步骤主要有确定分析的范围和熟悉系统两项。

确定 FTA 的范围有下列几项工作：

1）定义系统。包括系统的设计意图，实际的结构、功能、边界（含接口），运行模式，环境条件和故障判据。

2）确定 FTA 的目的和内容。

3）明确对系统所作的基本假设。包括系统运行和维修条件的假设，以及在所有可能使用条件下与性能有关的假设。

（2）熟悉系统

应对系统有详细和透彻的了解。为此，需要系统设计师、使用维修人员和可靠性分析人员的合作。对系统进行 FMECA 会有益于对系统故障规律的深入了解，从而有助于正确确定顶事件和建造故障树。

（3）FTA 工作步骤

FTA 工作步骤的工作项目如下所示：

1）确定顶事件。顶事件通常明显地影响系统的技术性能、经济性、可靠性、安全性或其他主要指标。顶事件必须有明确定义，这是进行 FTA 工作的基础。在所关心的系统的不希望事件不只一个时，可将所有这些不希望事件作为同一个假设顶事件的输入事件，从而把问题归结为仅有一个顶事件的情况来进行统一处理。

2）建立故障树。

3）对故障树进行规范化、简化和模块分解。

4）FTA 的定性分析。

5）FTA 的定量分析。

有关第 2）～5）各项工作将在下面进行讨论。

8.6.2 建立故障树

建立故障树是 FTA 的关键。应当根据实际的系统故障组合和传递关系的正确抽象来建立故障树。建立故障树又是一个反复深入、逐步完善的过程。通常应在早期设计程序就开始，随着卫星设

计的进展和对故障树的理解不断加深，使故障树随之增大。在建树时，一定要避免遗漏重要的故障模式。

（1）事件的处理

1）分析中考虑的事件

建立故障树时考虑的事件应包括硬件故障，也要包括可能发生的软件故障和人为失误，以及所有与系统运行有关的条件、环境和其他因素。所有故障事件必须有明确的定义，并需指出每个故障事件发生的条件。

2）共因事件的处理

出现在故障树不同分支中的同一个原因事件称为共因事件。如果某个故障事件是共因事件，则在故障树不同分支中出现的该事件必须用同一个事件标号。当该共因事件不是底事件时，则应该用相同转移符号简化。

（2）建立故障树的方法

建立故障树的方法有演绎法、判定法和合成法等。演绎法主要用于人工建树，判定法和合成法主要用于计算机辅助建树。下面对演绎法建树作进一步说明，其建树步骤如下。

1）分析顶事件，寻找引起顶事件发生的直接的必要和充分的原因。将顶事件作为输出事件，将所有直接原因作为输入事件，并根据这些事件实际的逻辑关系用适当的逻辑门相联系。

2）分析每一个与顶事件直接相联系的输入事件。如果该事件还能进一步分解，则将其作为下一级的输出事件，如同 1）中对顶事件那样进行处理。

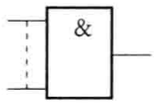
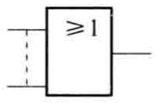
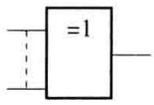
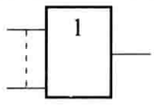
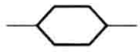
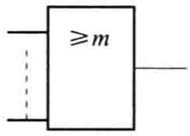
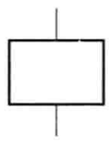
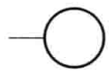
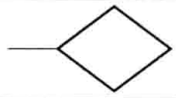
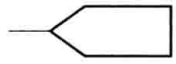
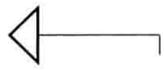
3）重复上述步骤，逐级向下分解，直到所有的输入事件不能再分解或不必要再分解为止。这些输入事件即为故障树的底事件。

对每一级结果事件的分解必须严格遵守寻找“直接的必要和充分的原因”，以避免某些故障模式的遗漏。

（3）建树符号

表 8－15 给出建立故障树用的事件符号和逻辑门符号。

表 8－15 故障树符号表

符号	功能	说明
	与门	全部输入存在时才有输出
	或门	至少一个输入存在时则有输出
	异或门	当且仅当一个输入存在时才有输出
	非门	输出等于输入的逆事件
	禁止门	若禁止条件成立，即使有输入也无输出
	表决门	n 个输入中至少有 m 个存在时则有输出
	事件说明	底事件（基本事件和未展开事件）以外的其他事件（包括顶事件和中间事件）的说明
	基本事件	不能再分的事件，代表元部件失效或人为失误等
	未展开事件	其输入无须进一步分析或无法进一步分析的事件
	房型事件	已经发生或必定发生的事件
	转入符号	已在本故障树另外地方定义了的事件
	转出符号	用于另外地方的重复事件

（4）建树举例

试对图 8－24 所示的系统建造失效树。图中有三个回路，E_1 和 E_2 是电源，A 是灯，S 是开关，S_1 是继电器开关在通电时闭合，S_2

是继电器开关在通电时断开。在系统正常时，无论开关 S 接通闭合或断开，S_1 和 S_2 中总有一个接通 E_1 使 A 发亮。下面按建树程序建立故障树。

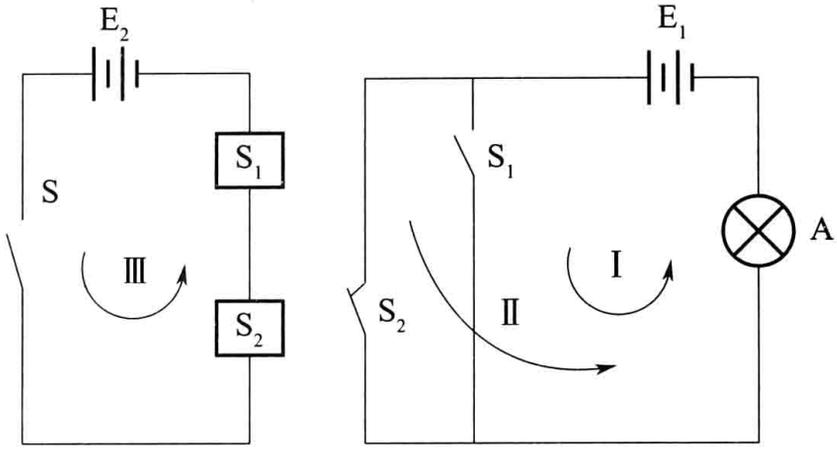


图 8－24　灯 A 的继电器供电电路

1）确定顶事件，系统最不希望事件是“灯 A 不亮”。

2）建立故障树。第一步顶事件灯不亮的直接输入事件有灯故障和灯无电压两项，这两项只要有一项输入就会发生顶事件。因此，这两个事件与顶事件由或门（OR 门）相联系，建树如图 8－25 所示。

灯故障事件是一个不能再往下分解的事件，是一个底事件，用 B_2 表示。但灯无电压可以作为输出事件再往下分解。

第二步分析导致灯无电压的输入事件有两件，即回路Ⅰ无电压和回路Ⅱ无电压同时发生。如果是这样，灯无电压与Ⅰ，Ⅱ两个回路无电压的联系应该用与门（AND 门）。但进一步分解Ⅰ，Ⅱ回路均无电压事件，就会出现Ⅰ回路处于 S 断开也就是Ⅲ回路无电流情况，Ⅲ回路处于 S_2 不闭合也就是 S 闭合、Ⅲ回路有电流情况同时存在。这两个状态是矛盾的，不能同时出现。因此，联系灯无电压与回路Ⅰ和Ⅱ均无电压的逻辑门应是异或门（XOR 门）而不是与门。

第三步往下继续分解Ⅰ，Ⅱ回路无电压事件。

第四步分解 S，断开事件和 S_2 不闭合事件。

按上述分步骤自上而下对图 8－24 灯 A 的继电器供电电路图建立的故障树如图 8－25 所示。

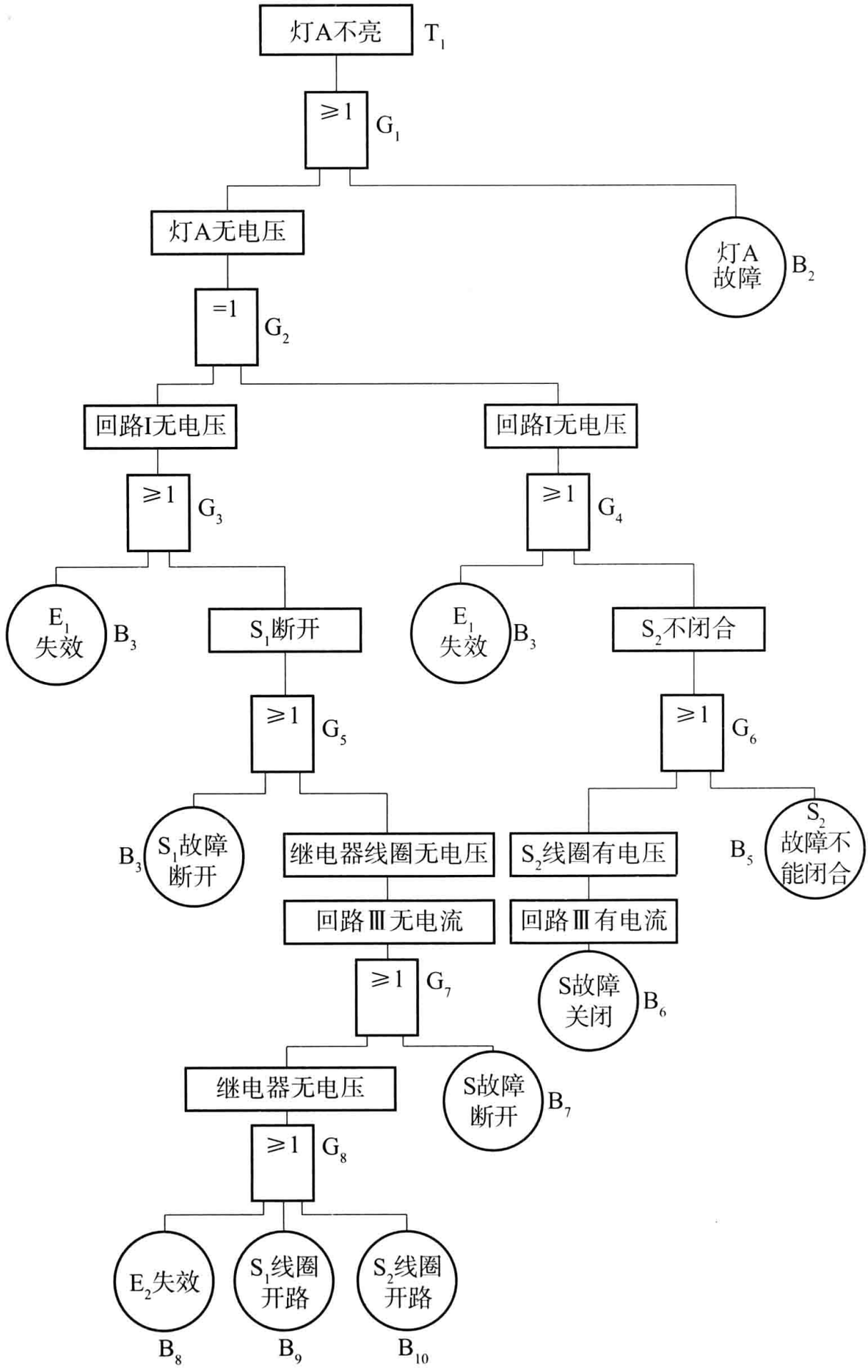


图 8－25　灯 A 不亮的故障树

8.6.3　故障树的规范化和简化

标准 GJB 786.2—89 提出，为了对故障树作统一的描述和分析，应将建造出来的故障树进行规范和简化。

故障树规范化是将建造出来的故障树规范成为仅含有底事件、结果事件、与门、或门和非门的故障树。因为在故障树中出现特殊门或特殊事件，即出现非相干状态不便于分析。一般在 FTA 中用的是相干故障树，即树中的所有底事件都与顶事件有关。底事件愈多，顶事件发生的可能性愈大。故障树的规范化有特殊事件的处理和特殊门的等效变换两类工作。

故障树的简化包括两项内容，即故障树的简化和故障树的模块分解。这项工作并不是 PTA 的必要的步骤。对故障树不作简化和模块分解不完全，并不会影响以后的定性和定量分析的结果。但是，故障树尽可能地简化和模块分解是减小故障树的规模、从而减小分析工作量的有效措施。

（1）特殊事件的处理规则

1）未探明事件的处理规则

未探明事件可根据其重要性（如发生概率的大小，后果严重程度等）和数据的完备性，或者当做基本事件对待或者删去。重要且数据完备的未探明事件可当做基本事件对待，不重要且数据不完备的未探明事件则可删去，其他情况由分析者酌情决定。

2）开关事件的处理规则

将开关事件当做基本事件对待。

3）条件事件的处理规则

条件事件总是与特殊门联系在一起的，它的处理规则见下述特殊门的等效变换规则。

(2) 特殊门的等效变换规则

1) 顺序与门变换为与门的规则

输出不变，顺序与门变为与门，其余输入不变，顺序条件事件作为一个新的输入事件。这条规则举例见图 8-26。

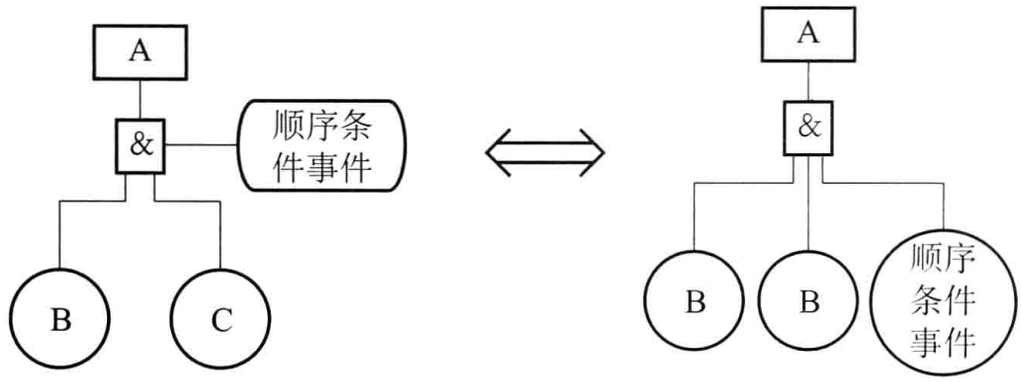


图 8-26 顺序与门变换为与门

2) 表决门变换为或门和与门的组合的规则

一个 r/n 表决门有两种或门和与门的组合等效变换。

一种是原输出事件下接一个或门，或门之下有 $\binom{n}{r}$ 个输入事件，每个输入事件之下再接一个与门，每个与门之下有 r 个原输入事件。这条规则举例见图 8-27。

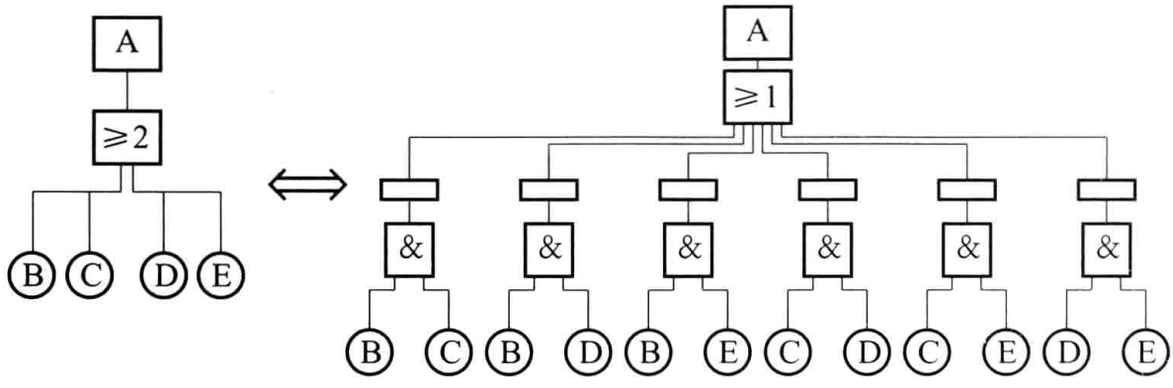


图 8-27 表决门变换为或门和与门的组合

另一种是原输出事件下接一个与门，与门之下有 $\left(\frac{n}{n-r+1}\right)$ 个输入事件，每个输入事件下再接一个或门，每个或门之下有 $(n-r+1)$ 个原输入事件。这条规则举例见图 8-28。

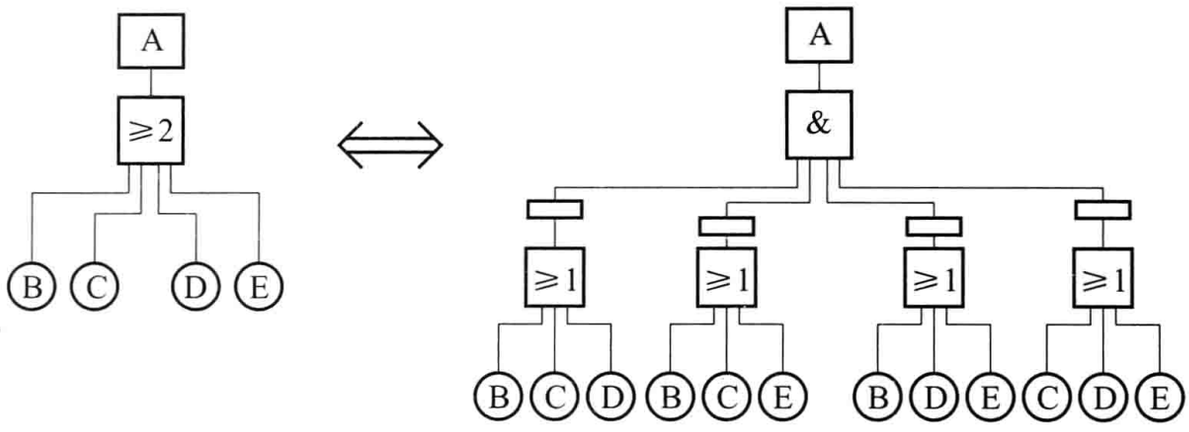


图 8－28　2/4 表决门变换为与门和或门的组合

3）异或门变换为或门、与门和非门组合的规则

原输出事件不变，异或门变为或门，或门下接两个与门，每个与门之下分别接一个原输入事件和一个非门，非门之下接另一个原输入事件。这条规则举例见图 8－29。

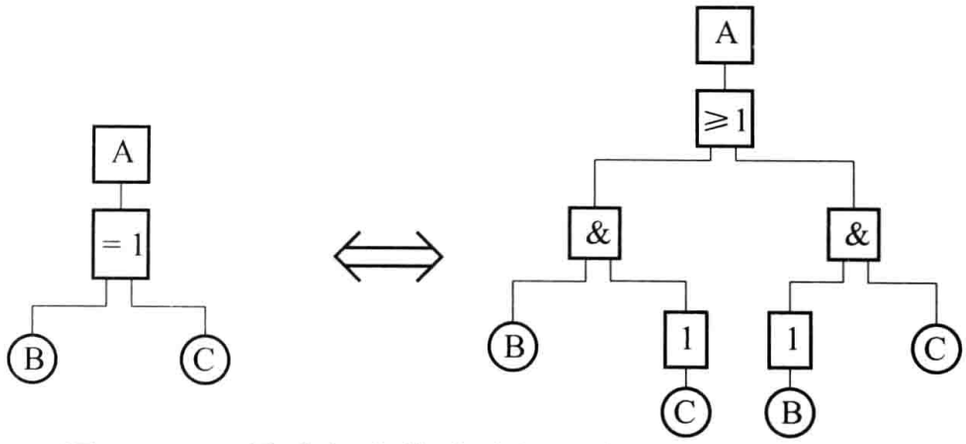


图 8－29　异或门变换为或门、与门和非门的组合

4）禁门变换为与门的规则

原输出事件不变，禁门变换为与门，与门之下有两个输入，一个为原输入事件，另一个为禁止条件事件。这条规则举例见图8－30。

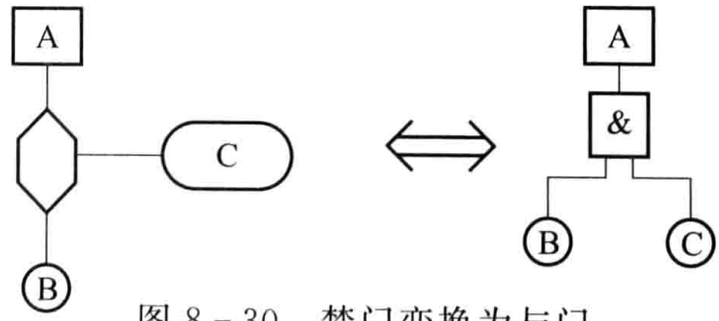


图 8－30　禁门变换为与门

（3）故障树规范化举例

在建树举例中，所建立的故障树（图 8－25 灯 A 不亮的故障树）中 G_2 是一个特殊门（异或门）。规范化要求将此特殊门进行等效变换。把“回路Ⅰ无电压”的输入变换为“回路Ⅲ有电流时灯 A 无电流”，同时把“回路Ⅱ无电压”的输入变换为“回路Ⅲ无电流时灯 A 无电流”的输入，则 G_2 就等效转换成为或门。图 8－25 的不规则故障树就等效转换成为图 8－31 的规范化故障树。

（4）故障树的简化

故障树简化主要是去掉明显多余事件和明显多余门。一般可按照布尔代数的运算规则进行简化。

1）由结合律

$$(x_A + x_B) + x_C = x_A + x_B + x_C$$

可作如图 8－32 的简化。

2）由结合律

$$(x_A x_B) x_C = x_A x_B x_C$$

可作如图 8－33 的简化。

3）由分配律

$$x_A x_B + x_A x_C = x_A (x_B + x_C)$$

可作如图 8－34 的简化。

4）由分配律

$$(x_A + x_B)(x_A + x_C) = x_A + x_B x_C$$

可作如图 8－35 的简化。

5）由吸收律

$$x_A (x_A + x_B) = x_A$$

可作如图 8－36 的简化。

6）由吸收律

$$x_A + x_A x_B = x_A$$

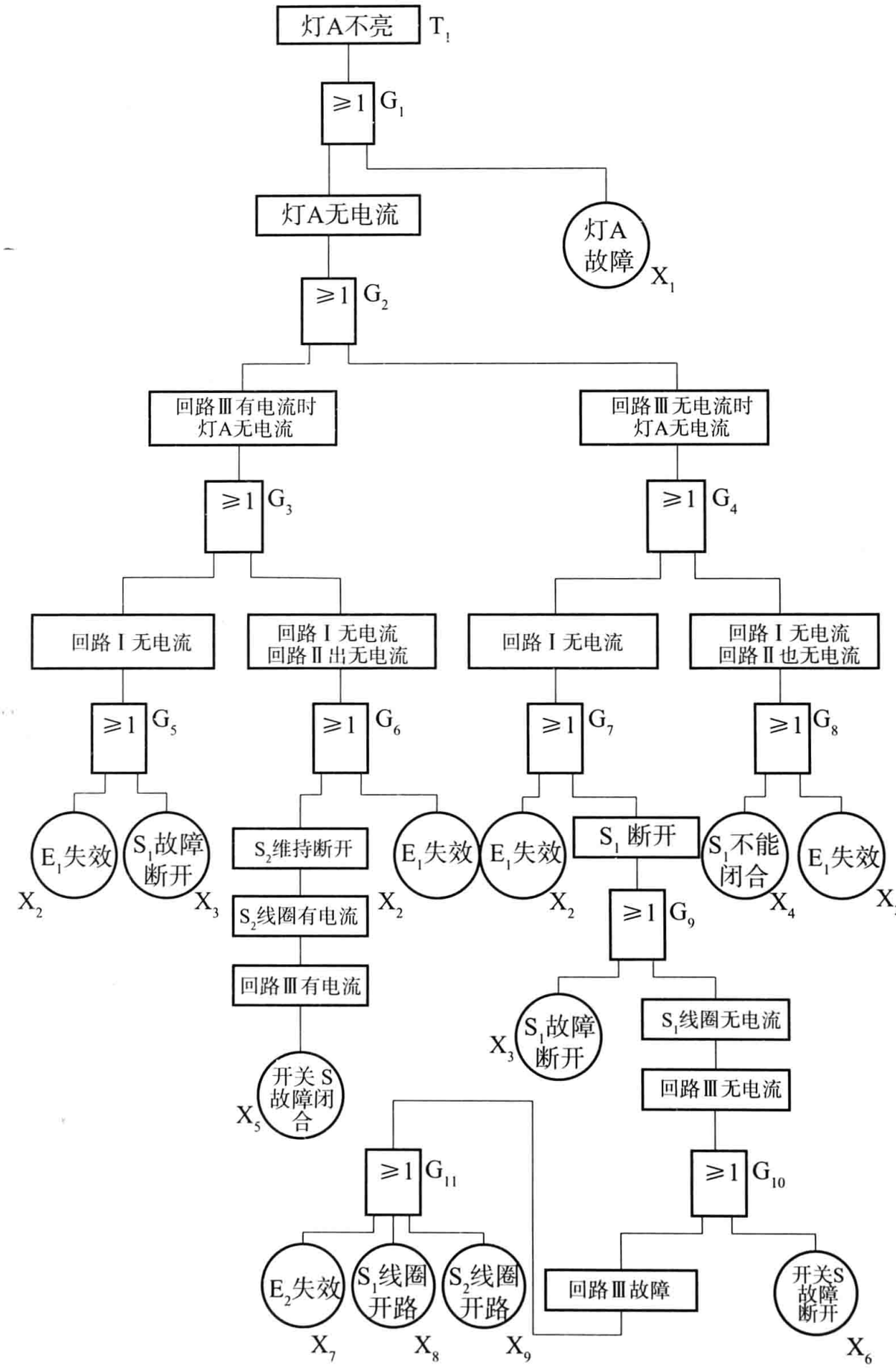


图 8－31　规范化的故障树

可作如图 8－37 的简化。

7）由幂等律

$$A + A = A$$

可作如图 8－38 的简化。

8）由幂等律

$$AA = A$$

可作如图 8－39 的简化。

9）由互补律

$$A\overline{A} = \phi$$

可作如图 8－40 的简化。

图 8－40 中事件 E 是不可能发生的事件。因此，事件 E 以下的部分可以全部删去。

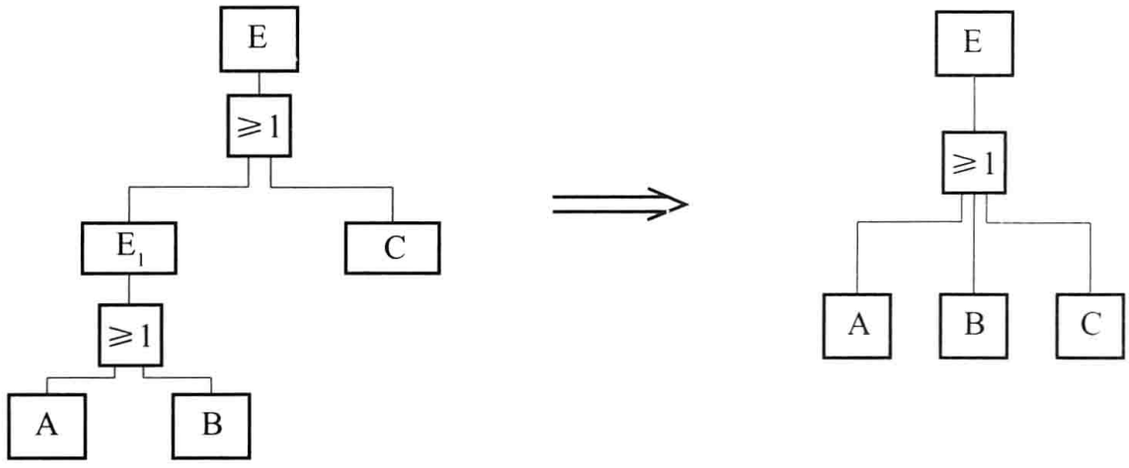


图 8－32 按结合律简化故障树之一

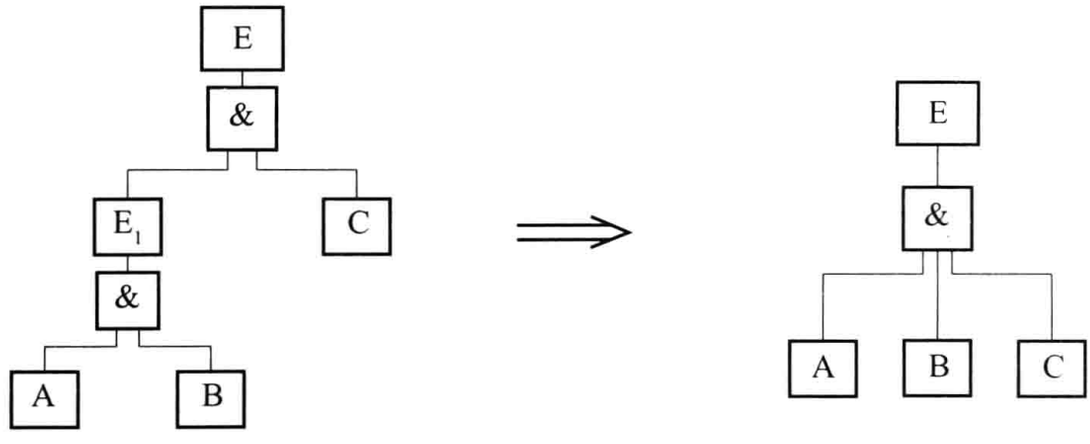


图 8－33 按结合律简化故障树之二

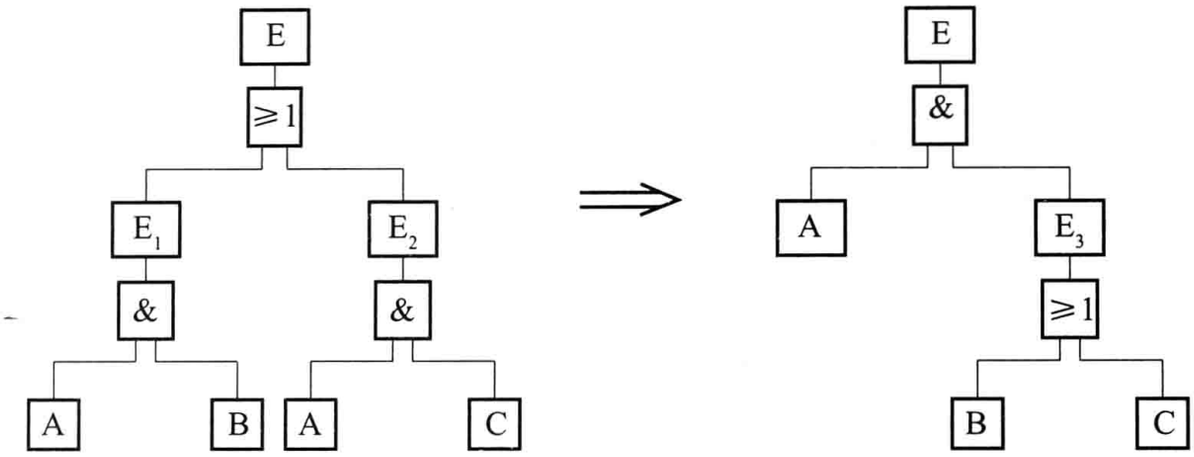


图 8－34　按分配律简化故障树之一

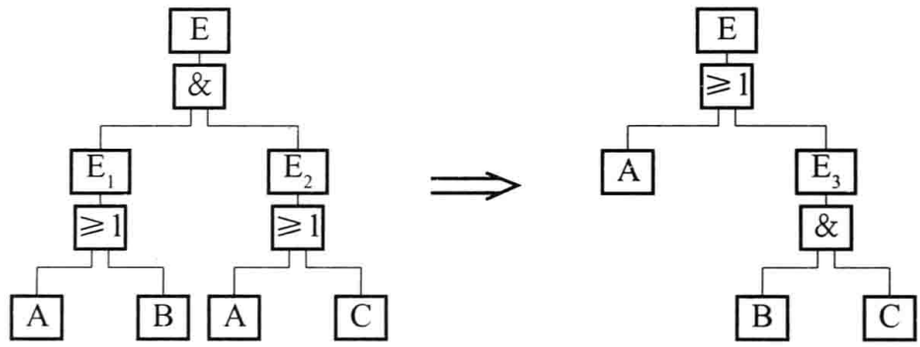


图 8－35　按分配律简化故障树之二

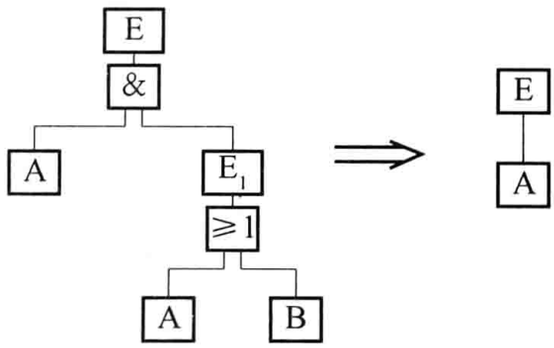


图 8－36　按吸收律简化故障树之一

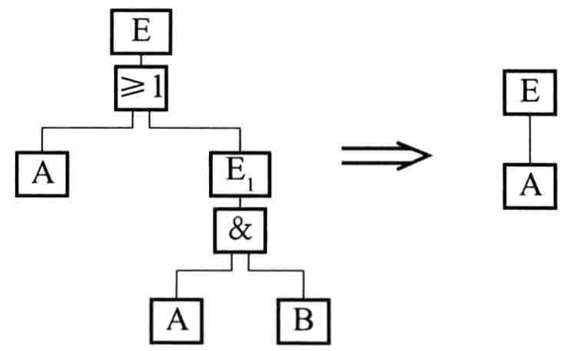


图 8－37　按吸收律简化故障树之二

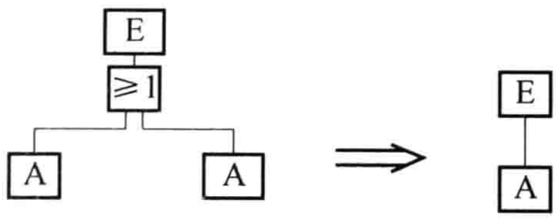


图 8－38　按幂等律简化故障树之一

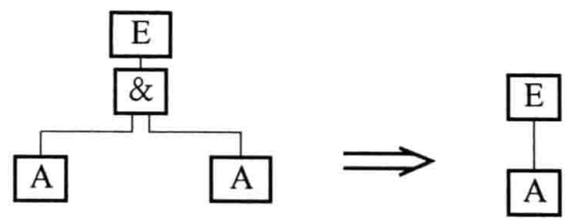


图 8－39　按幂等律简化故障树之二

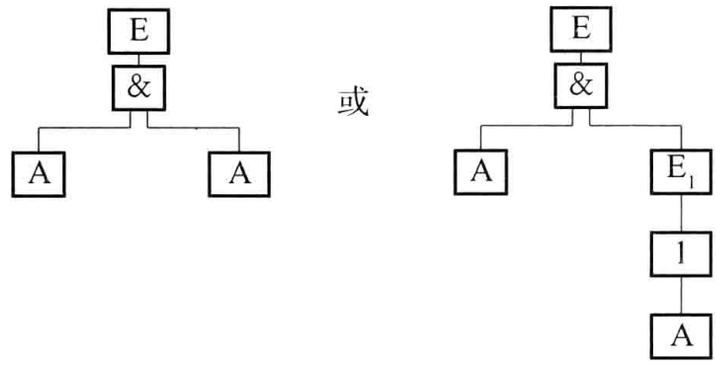


图 8-40 按互补律简化故障树

(5) 故障树简化举例

图 8-41 给出了包含逻辑多余部分的故障树。

E_9 和 E_6 通过一系列或门向上到达或门 G_1，由结合律 1)，E_9 和 E_6 可简化成 G_1 的直接输入。又因为 E_6 和 E_{11} 是相同事件，而 G_1 是或门、G_9 是与门，故由吸收律 6)，E_9 以下可全删去。由结合律 1)，E_6 和 E_3 可简化成或门 G 的直接输入，注意到相同转移符号，故由吸收律 6)，E_2 以下可以全部删去。注意到 E_{13} 和 E_{15} 是相同事件，由吸收律 5)，E_{14} 以下可以全部删去，最后，再由结合律 1) 和 2)，图 8-41 简化为图 8-42。

(6) 故障树模块分解

故障树模块的定义。对于已经规范化和简化了的正规故障树，模块是至少有两个底事件、但不是所有底事件的集合。这些底事件向上到达同一个逻辑门，并且必须通过此门才能到达顶事件，但故障树的所有其他底事件向上均不能达到该逻辑门。

故障树最大模块的定义。经规范化和简化了的正规故障树的最大模块是一个模块，且没有其他模块包含它。

如图 8-31 的故障树，通过 $G_2 \sim G_{11}$ 所联系的子树都是这个故障树的模块。G_2 联系的子树则是最大模块。此故障树由于 G_1 下的另一分支没有下分支，因此也可把 G_3 和 G_4 联系的子树作为最大模块。

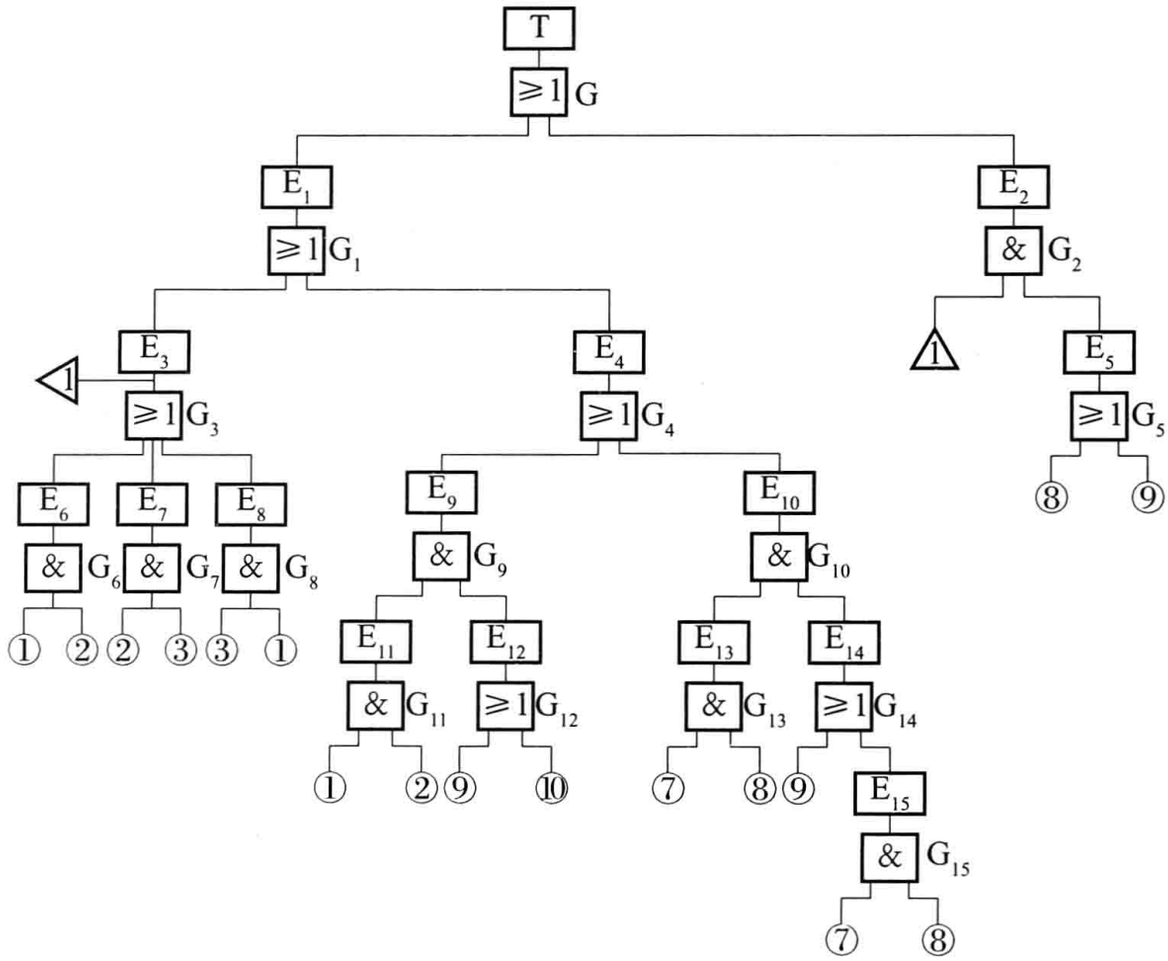


图 8－41　包含逻辑多余部分的故障树

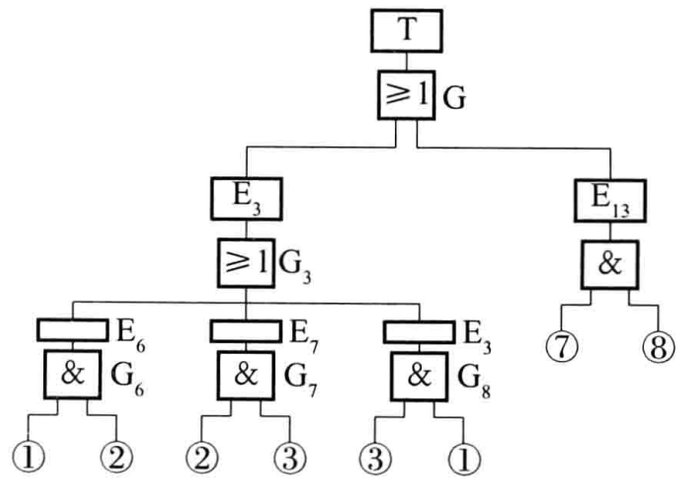


图 8－42　图 8－41 故障树的简化

故障树模块分解的内容有：

1）按模块和最大模块的定义，找出故障树中尽可能大的模块。如果有计算机软件可用的话，求出故障树的所有最大模块。

2）每个模块构成一个模块子树，可单独地进行定性分析和定量分析。

3）对每个模块子树用一个等效的虚设底事件来代替，使原故障树的规模减小。

4）在故障树定性分析和定量分析后，可根据实际需要，将顶事件与各模块之间的关系，转换为顶事件与底事件之间的关系。

8.6.4 故障树定性分析

故障树定性分析，一般就是指用下行法或上行法求出故障树的所有最小割集。割集是导致正规故障树顶事件发生的若干底事件的集合。最小割集是导致正规故障树顶事件发生的数目不可再少的底事件的集合，它表示引起故障树顶事件发生的一种故障模式。

（1）下行法

下行法的基本原则是：对每一个输出事件，若下面是或门，则将该或门下的每一个输入事件各自排成一行；若下面是与门，则将该与门下的所有输入事件排列在同一行。

下行法的步骤是：从顶事件开始，由上向下逐级进行，对每一个结果事件重复上述原则，直到所有结果事件均被处理；所得每一行的底事件的集合均为故障树的一个割集；最后按最小割集定义，对各行的割集通过两两比较，划去那些非最小割集的行，剩下的即为故障树的所有最小割集。

从系统的最小割集可以定性地显示出系统故障的全面的因果关系，寻找出系统中的薄弱环节。之后，就能有针对性地采取对策以提高系统的可靠性。

下面以求图 8－43 的故障树的最小割集为例说明下行法，如表 8－16 所示。

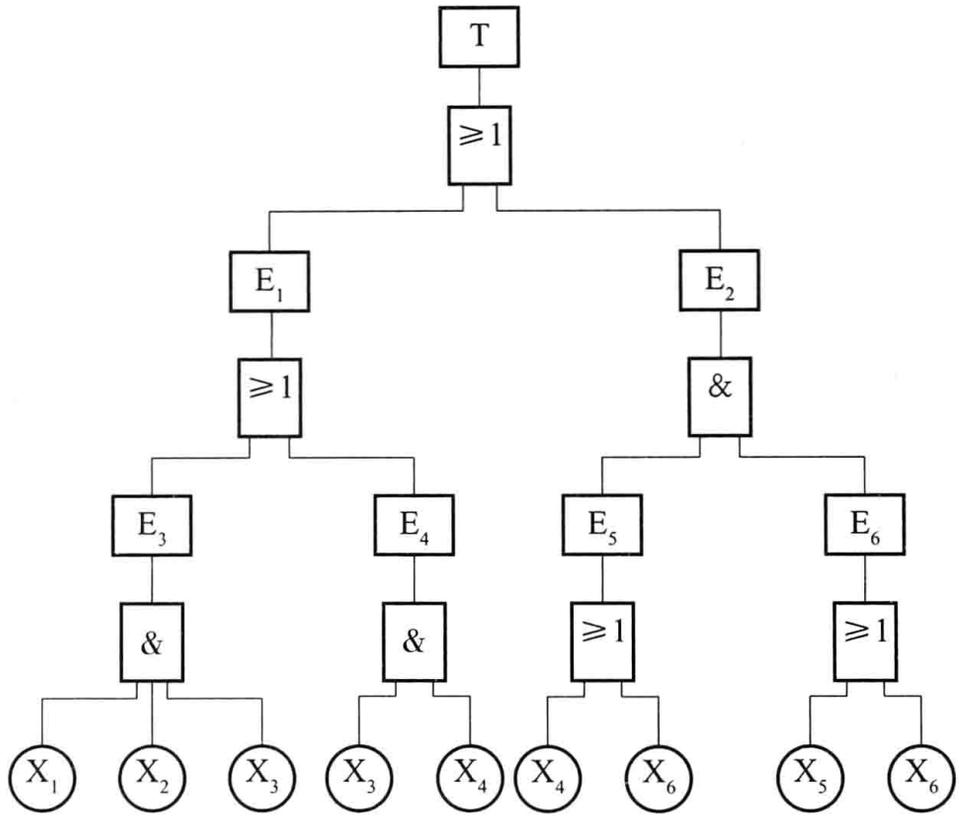


图 8－43　故障树例

表 8－16　下行法求故障树割集表

步　骤					
0	1	2	3	4	5
T	E_1 E_2	E_3 E_4 E_5E_6	$X_1X_2X_3$ X_3X_4 X_4E_6 X_6E_6	$X_1X_2X_3$ X_3X_4 X_4X_5 X_4X_6 X_5X_6 $X_6X_6 = X_6$	$X_1X_2X_3$ X_3X_4 X_4E_5 X_6

步骤 1. 顶事件 T 下面是或门，将输入事件 E_1 和 E_2 各自排成一行。

步骤 2. 事件 E_1 下面是或门，将该或门下的输入事件件 E_3 和 E_4 各自排成一行；事件 E_2 下面是与门，将该与门下的输入事件 E_5 和 E_6 排在同一行。

步骤 3. 事件 E_3 下面是与门，将该与门下的输入事件 X_1、X_2 和

X_3 排在同一行；事件 E_4 下面是与门，将该与门下的输入事件 X_3 和 X_4 排在同一行；事件 E_5 下面是或门，将该或门下的输入事件 X_4 和 X_6 各自排成一行，并与事件 E_6 组合成 X_4E_6 和 X_6E_6 。

步骤 4. 事件 E_6 下面是或门，将该或门下的输入事件 X_5 和 X_6 各自排成一行，并与事件 X_4 组合成 X_4X_5 和 X_4X_6 ，与事件 X_6 组合成 X_5X_6 和 X_6X_6 。

至此，故障树的所有结果事件都已处理完毕。步骤 4 所得的每行均为一个割集。

步骤 5. 进行两两比较，因为 $\{X_6\}$ 是割集，所以 $\{X_4,X_6\}$ 和 $\{X_5,X_6\}$ 不是最小割集必须划去。最后得到该故障树的所有最小割集为 $\{X_6\}$，$\{X_4X_5\}$，$\{X_3X_4\}$，$\{X_1X_2X_3\}$。

（2）上行法

上行法的基本原则是，对每个结果事件，若下面是或门，则将此结果事件表示为该或门下面的各输入事件的布尔和（事件并）；若下面是与门，则将此结果事件表示为该与门下的输入事件的布尔积（事件交）。

上行法的步骤是，从底事件开始，由下往上逐级进行，对每个结果事件重复上述原则，直到所有结果事件均被处理。将所得的表达式逐次代入，按布尔运算的规则，将顶事件表示成底事件积之和的最简式，其中每一项对应于故障树的一个最小割集，从而得到故障树的所有最小割集。

仍以图 8-43 的故障树为例，用上行法求所有最小割集，从底事件开始：

$$E_3 = X_1X_2X_3, E_4 = X_3X_4, E_5 = X_4 + X_6, E_6 = X_5 + X_6,$$

$$E_1 = E_3 + E_4 = X_1X_2X_3 + X_3X_4, E_2 = E_5E_6 = X_4X_5 + X_6。$$

$$T = E_1 + E_2 = X_6 + X_4X_5 + X_3X_4 + X_1X_2X_3 \quad (8-81)$$

由此得到故障树的所有最小割集为：$\{X_6\}$，$\{X_4X_5\}$，$\{X_3X_4\}$，

$\{X_1X_2X_3\}$。

8.6.5　故障树定量分析

如果有足够数据能够估计出故障树各底事件发生的概率，则在所有底事件相互独立的条件下可对故障树进行定量分析。即可以算出顶事件发生的概率、底事件的概率重要度、底事件的相对概率重要度和底事件的结构重要度。

(1) 顶事件发生的概率

求顶事件发生的概率的方法有真值表法、概率图法、容斥公式法，不交布尔代数法等。真值表法和概率图法仅用于故障树底事件个数少的情况，容斥公式法仅适用于故障树最小割集个数少的情况。当故障树的规模较大时，可用不交布尔代数法。下面举例说明不交布尔代数法。

采用图 8－43 的故障树。设已知所有的底事件是相互独立的，各底事件发生的概率如表 8－17 所示。

表 8－17　底事件发生的概率

q_1	q_2	q_3	q_4	q_5	q_6
0.02	0.02	0.03	0.025	0.025	0.01

用不交布尔代数法求顶事件发生的概率。

由式（8－81）得到表示顶事件为各底事件积之和的最简布尔表达式

$$T = X_6 + X_3X_4 + X_4X_5 + X_1X_2X_3$$

将上式化为互不相交的布尔和

$$\begin{aligned} T &= X_6 + X_3X_4\overline{X}_6 + X_4X_5\overline{X}_6\overline{X}_3 + X_1X_2X_3\overline{X}_6\overline{X}_4(X_4 + X_4\overline{X}_5) \\ &= X_6 + X_3X_4\overline{X}_6 + X_4X_5\overline{X}_6\overline{X}_3 + X_1X_2X_3\overline{X}_6\overline{X}_4 \end{aligned}$$

式中　$\overline{X}_i$ ——底事件 X_i 的对立事件，即表示第 i 个底事件不发生。

对已不交化的上式等号两端求概率，得顶事件发生的概率。

$$\begin{aligned} Q(q_1,q_2,\cdots,q_6) &= P(X_6) + P(X_3X_4\overline{X}_6) + P(X_4X_5\overline{X}_6\overline{X}_3) \\ &\quad + P(X_1X_2X_3\overline{X}_6\overline{X}_4) \\ &= q_6 + q_3q_4p_6 + p_3q_4q_5p_6 + q_1q_2q_3q_4p_6 \end{aligned}$$

式中 $p_i = 1 - q_i$ ——第 i 个底事件不发生的概率。

把表 8-16 的数值代入，可得顶事件发生的概率为

$$Q = 0.011\ 354$$

(2) 重要度

1) 底事件概率重要度

第 i 个底事件的概率重要度为

$$I_p(i) = \frac{\partial}{\partial q_i}Q(q_1,q_2,\cdots,q_n) \tag{8-82}$$

式中 $i = 1,2,\cdots,n$;

$Q(q_1,q_2,\cdots,q_n)$ ——顶事件发生的概率。

第 i 个底事件的概率重要度，表示当第 i 个底事件发生概率的微小变化而导致顶事件发生概率的变化率。

仍以图 8-43 的故障树为例。把 $Q(q_1,q_2,\cdots,q_n)$ 代入式 (8-82) 可求得

$$\begin{aligned} I_p(1) &= q_2q_3p_4p_6 \\ I_p(2) &= q_1q_3p_4p_6 \\ I_p(3) &= q_4p_6 - q_4q_5p_6 + q_1q_2p_4p_6 \\ I_p(4) &= q_3p_6 + p_3q_5p_6 - q_1q_2q_3p_6 \\ I_p(5) &= p_3q_4p_6 \\ I_p(6) &= 1 - q_3q_4 - p_3q_4q_5 - q_1q_2q_3p_4 \end{aligned}$$

将数值代入得

$$I_p(1)=0.000\ 579\ 1, I_p(2)=0.000\ 579\ 1,$$

$$I_p(3)=0.024\ 52, I_p(4)=0.053\ 70,$$

$$I_p(5)=0.024\ 01, I_p(6)=0.988\ 6。$$

2）底事件的相对概率重要度

第 i 个底事件的相对重要度为

$$I_c(i)=\frac{q_i}{Q(q_1,q_2,\cdots,q_n)}\cdot\frac{\partial}{\partial q_i}Q(q_1,q_2,\cdots,q_n)$$

$$i=1,2,\cdots,n \tag{8-83}$$

第 i 个底事件的相对概率重要度，表示当第 i 个底事件发生概率微小的相对变化导致的顶事件概率的相对变化。

仍以图 8-43 的故障树为例，在已知顶事件概率 $Q(q_1,g_2,\cdots,q_n)$ 和各底事件概率重要度的情况下，把有关数值代入式（8-83），即可求得

$$I_c(1)=0.001\ 020, I_c(2)=0.001\ 020,$$

$$I_c(3)=0.064\ 78, I_c(4)=0.118\ 2,$$

$$I_c(5)=0.052\ 86, I_c(6)=0.879\ 5。$$

3）底事件的结构重要度

故障树结构函数的定义为

$$\Phi(X_1,X_2,\cdots,X_n)=\begin{cases}1,\text{若顶事件发生}\\0,\text{若顶事件不发生}\end{cases} \tag{8-84}$$

式中　n ——故障树底事件的数目；

$X_1,X_2,\cdots,X_n$ ——描述底事件状态的布尔变量。

$$X_i=\begin{cases}1,\text{若第 } i \text{ 个底事件不发生}\\0,\text{若第 } i \text{ 个底事件发生}\end{cases} \tag{8-85}$$

故障树第 i 个底事件的结构重要度为

$$I_\Phi(i)=\frac{1}{2^{n-1}}\sum_{X_1,\cdots,X_{i-1},X_{i+1},\cdots,X_n}[\Phi(X_1,\cdots,X_{i-1},1,X_{i+1},\cdots,X_n)]$$

$$\tag{8-86}$$

式中 $\Phi(\ )$ ——由式（8－84）表示的故障树的结构函数；

$\sum_{X_1,\cdots,X_{i-1},X_{i+1},\cdots,X_n}$ ——对 $X_1,\cdots X_{i-1},X_{i+1},\cdots,X_n$ 分别取 0 或 1 的所有可能的求和。

底事件结构重要度，完全由故障树的结构所决定，与底事件发生概率的大小无关。结构重要度从故障树结构的角度反映各底事件在故障树中的重要程度。下面仍以图 8－43 的故障树为例，计算它的各底事件的结构重要度。

理论上已经证明，当所有底事件发生的概率都取 1/2 时，底事件的概率重要度等于底事件的结构重要度。由于底事件结构重要度与底事件发生概率的大小无关，因此在计算时可取

$$q_k = p_k = \frac{1}{2}, k = 1,2,\cdots,6$$

代入计算 $I_p(i)$ 的式（8－82）中，求得各底事件的结构重要度为

$$I_\Phi(1) = I_\Phi(2) = \frac{1}{16}, I_\Phi(3) = \frac{3}{16},$$

$$I_\Phi(4) = \frac{5}{16}, I_\Phi(5) = \frac{2}{16}, I_\Phi(6) = \frac{9}{16}$$

第9章　卫星集同设计与设计工具的框架

9.1　卫星集同设计及其支撑软件

9.1.1　概述

进入21世纪以来，随着信息技术和计算机技术的不断发展，数字化设计理念及技术在国内外各大型装备制造企业中得到广泛应用，在提高设计质量和工作效率、降低研制成本、完善流程等方面起到了重要作用。卫星是一个工程系统，现代卫星技术在传统工业制造业的基础上又融入了数字化技术，两者相辅相成，促进了各自技术水平的发展。其中，计算机辅助（CAX）技术是一项重要内容，借助于计算机辅助技术，卫星设计师可以大大减轻计算、绘图、分析比较等具体的设计工作的工作量，并能实现虚拟样机的设计、建模、分析、试验、验证等工作。利用计算机辅助技术，在产品设计阶段就有可能完成各类性能的仿真验证，有的可完全替代试验验证，不能完全替代的，也能为实际研制过程中的试验验证提供经验和参考。

建立完整有效的卫星三维数字化样机是进行计算机辅助工作的基础，现今市面上的三维建模软件已能够完成零件级、组件级和系统级产品的建模。用户可以根据自己的实际需求和使用习惯从中选择适合自己的工具软件。随着工作量的增加及精细化程度的不断提

高，设计师之间的沟通交流和集同越来越成为产品设计质量好坏的重要因素。集同设计（concurrent design，CD）的理念在各个软件工具中也得到了较大的体现。

集同设计又称并行设计，是集同工程（concurrent engineering，CE）又称并行工程的一个分支。卫星集同设计是专门针对卫星的集同设计，最初是指多名不同专业的设计人员在同一地点互动开展设计活动，为共同的设计目标达成协调一致。在计算机及网络技术高度发达的时代，集同设计已经不局限于地点上的统一，而逐步扩展到在有效的沟通机制的环境下完成共同的设计目标。这个环境可以是在一栋办公楼里，也可以是在相隔千里的多个研制单位之间。集同设计具有沟通机制高效、即时互动、数据同源等优点，变革了以前卫星工程工作人员之间人员沟通、信息交换方式等若干方面；例如：来自多个单位、多个专业的多名设计师、工程师和技术人员在统一的集成框架环境内进行设计工作，极大地提高了工作效率。这也是解决多个型号任务同时进行研制时出现人、物资源紧张问题的有效途径之一。

9.1.2 集同设计对研制工作的影响

卫星产品研制的早期概念性设计、可行性方案阶段对整个卫星全寿命周期的成本、时间及其质量均有重要甚至是决定性的影响。

方案设计阶段在产品全寿命周期中的作用的认识是在长期实践中逐步形成的。做好卫星总体方案设计工作就能“行成于思”，即做事情想好了再做。根据美国波音公司的研究，影响产品寿命生命周期费用（life-cycle cost，LCC）的比重，早期可行性方案阶段最高可达85%左右。

因此卫星总体可行性方案阶段必须尽早考虑下游的所有要点（生产性、工艺性、装配性、测试性和可用性等），以避免到了后期

由于考虑不周，而不得不改变状态、修改方案而造成资源、人力和时间的大量浪费。根据一些研究和我们自己的经验，卫星研制中的所有质量问题大约有 40%～50%属于设计问题，卫星总设计师的每一项决策往往会影响到几百万乃至几千万元的投入。初期的研究、设计工作的质量，对研制进度的影响更大。由于考虑不周可能会导致研制工作时间一拖再拖，甚至会出现最终取消该型号研制的情况。

9.1.3　卫星集同设计进展概况

为解决传统工作模式下的各种弊端，基于集同设计的工具框架在诸航天发达国家和地区率先发展起来。它重点在于解决如何能更好地支撑设计团队成员之间的有效沟通问题，并采用包括多个具体任务设计流程来加大团队现场设计、权衡与评估的权重和依据基于现代化设计辅助工具建设起来的集成设计环境，从而实现团队成员之间的顺畅沟通和信息共享。

欧美等航天机构开展了集同设计方法论的研究，并建立了一系列的集同设计中心。1996 年，美国国家航空航天局喷气推进实验室在火星探测任务中提出了一种并行设计方法，并建立起一个专门开展概念方案研究的中心——项目设计中心（Project Design Center，PDC）。随后，这一方法逐步得到欧洲航天机构的认可和应用。开展概念方案研究比较早的有欧洲空间局的并行设计中心（Concurrent Design Facility，CDF）和欧洲航天防务阿斯特姆公司与慕尼黑工业大学合作的卫星设计办公室（Satellite Design Office，SDO）。近年来，欧洲空间局的第一代并行设计中心的简化软件版本已经成熟，并无偿提供给欧洲空间局会员国的政府机构、工业机构和高校进行相关开发和应用，促成了各自的并行设计中心的建立。在此基础上，欧洲空间局与一些公司、高校合作拓展了基于网络、适应更大规模分布式设置的第二代并行设计中心，在不久后将

投入使用。并行设计中心已在欧美等国家和地区广泛投入使用，在概念设计和方案论证阶段发挥的作用尤其巨大，可提高设计质量，缩短设计时间，减少设计成本。

表 9－1 给出世界有影响的集同设计中心的名单，以供参考。

我国在航空界引进并采用集同设计方法较早，此方法也已在航空界全面推广。在卫星设计方面，1996 年中国空间技术研究院小卫星设计开始试用集同（并行）设计后，在小卫星研制工作，逐步推广此方法，取得了很好的效果。

表 9－1 世界有影响的集同设计中心

工业机构	集同设计中心	建立时间
NASA/JPL	项目设计中心 (Project Design Center, PDC)	1996
NASA/JPL	任务系统设计中心 (Mission System Design Center, MSDC)	2000
NASA/GSFC	集成任务设计中心 (Integrated Mission Design Center, IMDC)	—
US Aerospace Corporation	概念设计中心 (Concept Design Center, CDC)	1998
Lockheed Martin	并行工程环境 (Concurrent Engineering Environment, CEE)	—
TRW	集成概念开发中心 (Integrated Concept Development Center, ICDC)	—
ESA/ESTEC	并行设计中心 (Concurrent Design Facility, CDF)	1998
EADS ASTRIUM	卫星设计办公室 (Satellite Design Office, SDO)	1999
CNES	并行工程中心 (Concurrent Engineering Center, CEC)	2005
ISA (Italian Space Agency)	并行工程中心 (Concurrent Engineering Facility, CEF)	2005

9.1.4　数据源及支撑软件

集同设计的关键之一是要实现设计数据的同源，即所有设计师面对的数据都是同一的，例如在进行某关键部件的热变形分析时，需要建立进行外热流和温度场分析的热分析模型，建立进行结构热变形分析的力学模型，这两种模型的来源都必须是卫星的三维构形模型。如果模型不一致，得出的分析结果的可信度自然就不高。因此，建立一套同一的卫星数据，是完成整星仿真分析工作的前提。一般来说，卫星的三维构型几何模型可作为其他分析的基础数据。

在卫星的研制过程中，数据量非常之大，且版本较多，文件和电子文档的一致性很难得到充分保证。另外，对于文件的有效性、是否经过相关设计师认可或把关的认定，在传统的管理方式下工作量相当大，且非常容易出现混淆，这可能会给产品技术状态控制及研制质量埋下隐患。对于如何解决这些问题，产品数据管理（product data management，PDM）系统能给出较好的答案。PDM 系统基于网络数据库技术，包含了数据管理和流程管理。这个系统可以管理多种格式的数据，如三维模型、二维图纸、设计报告、软件、工程仿真分析结果、试验数据及多媒体资料等。对于流程管理，PDM 系统可以设置多种流程，相关设计师可以在系统内找到自己对应的角色，履行相关的职责，较好地对设计文件的质量进行严格把关，确保设计的正确性。

商用 PDM 系统是随着 CAD 软件的发展而逐渐产生的，最初的 PDM 系统只对三维模型及二维图纸进行管理，之后才逐渐扩大到其他类型的文件。目前国内航天研制部门中大多数使用的是国内自主开发的航空航天器集成设计和制造（aerospace vehicles integrated design and manufacturing，AVIDM）系统，此系统不仅具有与其他 PDM 系统相同的数据管理和流程管理功能，而且在用户权限

管理、文档管理、产品结构管理、计划管理、流程管理等方面还更适应中国航天工程设计师的使用习惯。AVIDM 系统已经成为了中国航天工程研制的主流 PDM 系统。该系统主要由工作平台、文档管理、产品结构管理、项目管理、系统管理等模块及归档管理、资料管理、设计标准管理、合同管理、质量管理等应用系统组成。经过多年的发展和改进，AVIDM 系统在型号研制过程管理业务数据动态建模、业务流程驱动引擎、异构系统业务集成框架、统一产品结构树配置及技术状态管理、多级计划跨域协同等关键技术方面取得了突破，形成了全新一代的航天型号协同研制管理平台，可以支持基于三维模型的协同研制，满足多型号多批次并行的全生命周期数据管理需求。

9.1.5 大数据技术

信息化和计算机网络的不断发展使得人们之间的沟通更加方便，在信息交流的过程中伴随着各种数据的产生和传递，这些数据累积起来数量相当惊人。全球各大互联网公司依赖于大量数据的各种分析，帮助它们不断开发出适应用户需求的产品。这也促使人们更加重视数据的积累和分析。大数据技术就是在信息化和网络化背景下发展起来的。现代数据基本上已经实现了数字化，其计量字节数也由 TB 升级到 PB 和 ZB（10 的 21 次方），它所能存储的数据量在以纸、磁等传统介质为主的 20 世纪简直不可想象。大数据是传统存储介质和分析工具无法获取、存储、处理的大量数据的集合，其种类繁多，产生和更替的速度快，对人们的工作、生活方式正在产生重大的影响。大数据技术的产生也促进了新兴产业的出现和升级，分布式网络、云计算等技术正在大数据技术基础上不断发展。

卫星工程可以划分为不同的层次，有众多专业、研制单位及人员参与工作。从卫星概念研究开始，一直到卫星在轨运行的卫星全

寿命周期内，所产生的数据量十分巨大。如何搜集好、管理好、利用好这些数据以便于使用，对于卫星设计师、工程师来讲，既是难题又是机遇。数字化提供了一条可行的道路，但各类数据是否都能进行数字化是需要进行研究的；如何从大量数据中筛选出对卫星研制有用的数据，也需要制定一定的准则，避免一些“垃圾”数据混入，影响最终的数据分析；再者，因数据种类繁多，处理的方式也千差万别，如何高效处理数据，降低数据处理的时间和经济成本，也是需要考虑的问题。

大数据技术给卫星工程也带来了机遇。卫星研制经历了从实物物理试验验证到半实物仿真的发展过程。最初每研制一颗卫星都要进行大量的实物试验验证；随后计算机仿真技术的进步使得卫星工程师可以在试验之前进行仿真模拟，获取仿真数据，对试验过程进行指导；随着卫星研制数量的不断累积，可将各种试验验证数据组成卫星试验的“大数据”，如力学试验、热试验、电磁兼容（EMC）试验、磁试验等，对这些试验数据进行处理分析，摸清卫星试验验证过程中所体现出的特点，可以对新型号卫星的研制设计起到指导作用。当数据累积和分析技术进步到一定程度时，在研制过程中是否可以取消实物试验验证，这也应该是卫星设计师、工程师和工作人员需要考虑的问题。卫星工程的发展正在由卫星研制向卫星应用进军，例如在遥感领域，卫星所获取的图像数据数量越来越多，如何利用好这些图像数据，对资源调查、环境保护、农作物估产、林业保护和城市建设等都有重大意义。大数据技术的发展正在逐渐改变卫星工程的组织方式，在缩短卫星研制周期、降低卫星研制成本方面无疑具有显著的效果。

9.2 空间环境及其效应的集成分析

9.2.1 空间环境模型

空间环境探测与研究，因各项的主要因素不同，因而基础理论也各不相同，一般都是各项自成体系地独立发展，形成了多个分支学科。各个空间环境项的研究成果大多以经验模型、半经验模型以及数据库等形式提供，以便于科研与工程的使用。各个空间环境项及其效应研究中比较著名的模型或数据库如表 9-2 所示。在卫星设计中，空间环境适应性分析一般从表 9-2 中选取适用于任务的分析模型进行。

表 9-2 空间环境分析模型

空间环境项	模型/数据库	国内标准
高层大气	Jacchia/MET	GJB 544A—2000
	MSIS	—
	LIFTM	—
	上层大气风模型	—
太阳电磁辐射	MSFC EL	—
	NOAA 预测数据	—
	太阳数据库	QJ 1954—90
电离层	国际参考电离层模型	—
	NASCAP/LEO	—
	NASCAP/GEO	—
	POLAR	—
	SPIS	—

续表

空间环境项	模型/数据库	国内标准
地球磁层	IGRF 85	—
	IGRF 91	GJB/Z 19－91
粒子辐射环境	CRèME	—
	AE－8	GJB/Z 24—91
	AP－8	
	Radbelt	—
	Solpro	—
	SHIELDOSE	—
微流星体与轨道碎片	通量模型	—
微重力环境	GEM－T1	—
	GEM－T2	—

9.2.2　产品适应空间环境的设计

在卫星工程项目中，为了使工作高效开展，提升卫星总体、分系统以及单机空间环境适应性的设计能力，较好的设计方法是将空间环境分析工作与 CAD 建模、轨道设计、任务分析集成在一个工作流程中，通过各个接口的协调设计完成整个系统空间环境适应性的设计与优化。一个典型的空间环境适应性设计流程如图 9－1 所示。

空间环境效应分析作为环境适应性设计的重要组成部分，也可以细化为一个独立的分析系统，如图 9－2 所示。这个系统集成了卫星工程关注的所有空间环境项的计算分析模型，并针对各个模型进行了适应性改造，协调各个空间环境项之间的数据流交换，提升分析设计效率。

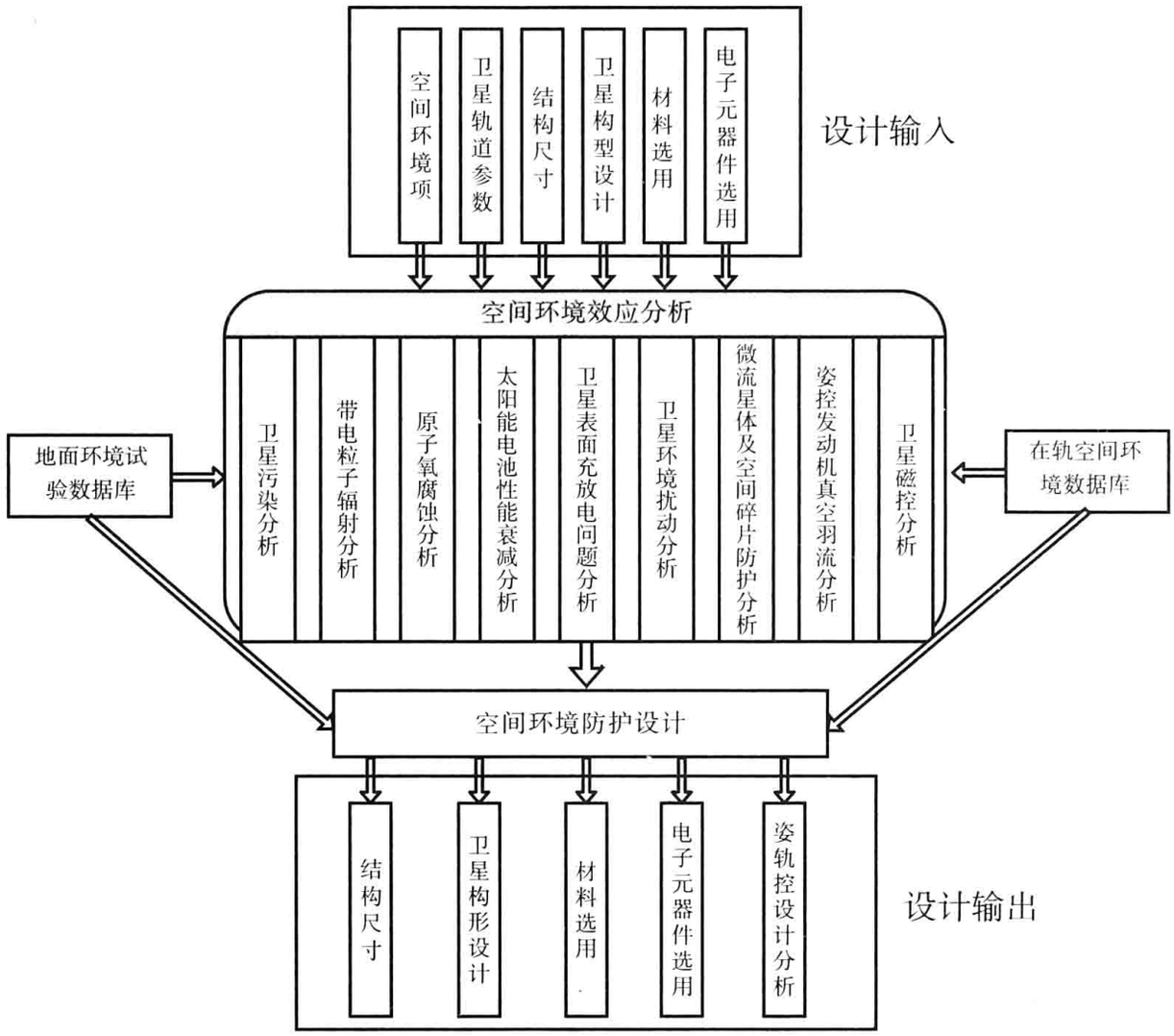


图 9-1 空间环境适应性设计流程

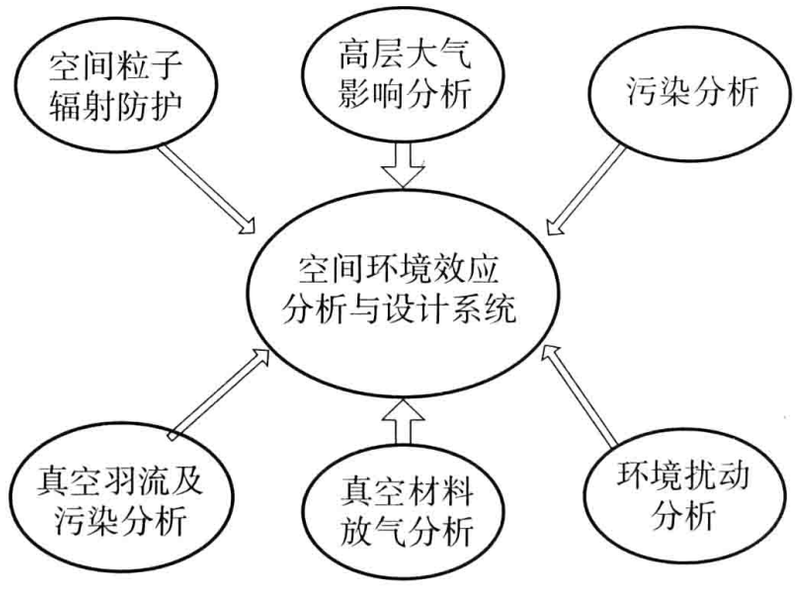


图 9-2 空间环境效应分析与设计项目

9.3　卫星数字化模装

9.3.1　卫星数字化模装流程

产品数字化带来的好处是显而易见的，从国外航天行业的发展历程中我们不难看出，通过推进产品集同工程、虚拟仿真、计算机辅助技术及全寿命周期产品数据管理技术，在航天产品的研制方法、流程及效率上，各个卫星制造商的水平都得到了极大的提升，真正实现了快速响应、快速研制及小批量生产，缩短了研制周期，节省了研制成本。

卫星的数字化贯穿于全寿命周期，从概念设计、可行性方案设计、方案设计、初样设计、正样设计到生产制造，直到在轨运行的每一个阶段。数字化在顶层策划、任务分析、系统设计、试验验证、制造总装、环境试验各阶段测试、在轨评估等方面发挥着极其重要的作用。卫星数字化最直接、也是最基础的部分就是产品的数字化构形模装，借助于先进的三维设计软件和功能强大的 AVIDM 系统，可以实现卫星产品快速、自动的数字化设计和管理，这一技术已经逐渐成熟，并得到广泛应用。卫星产品数字化设计流程如图 9－3所示。

9.3.2　接口数据单编写及签署

接口数据单（interface data sheet，IDS）是描述并规定卫星各设备机、电、热等接口状态及参数的控制文件，是确定设备对外接口的依据性文件，它详细规定了设备的机械特性、机械接口、热特性、热接口、电路及接口原理图、电源、遥测参数、指令、电连接器接点分配、电接口等内容。一旦 IDS 签署完成，设备的最终设计

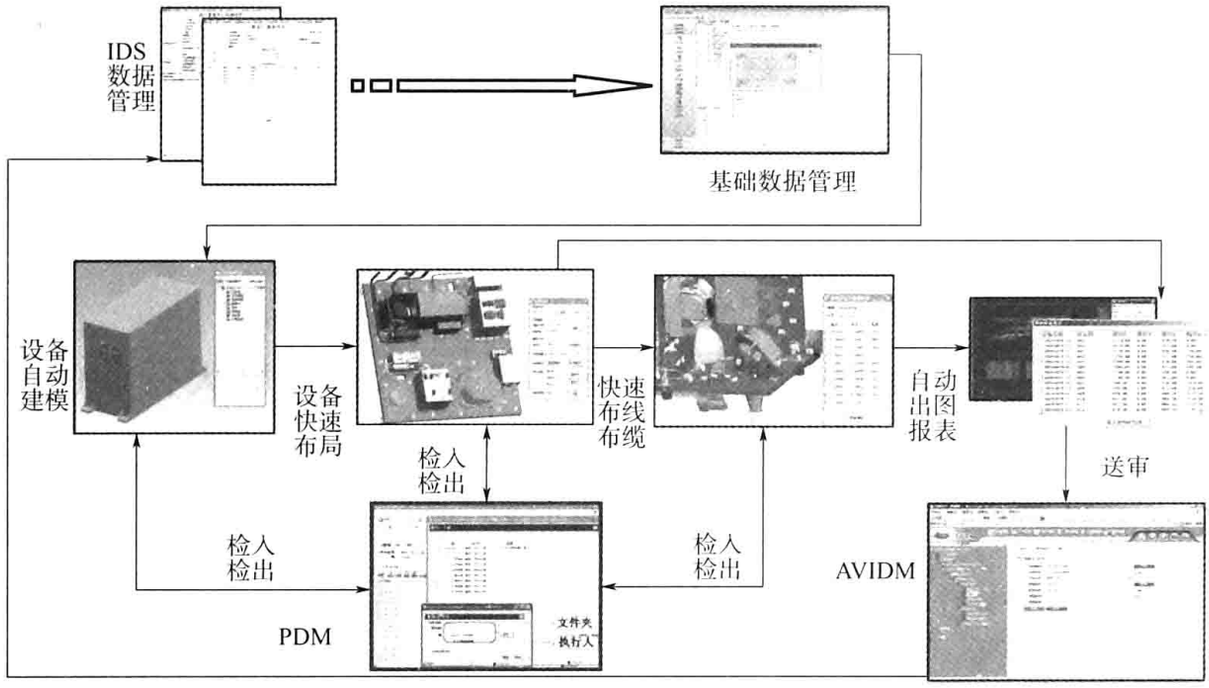


图 9-3 卫星产品数字化设计流程

状态就得到了确定，并应冻结。此状态将作为各分系统和总体设计师的设计依据。

IDS 一般由承制单位负责该设备设计的主管技术人员组织编写，由总体按专业归口会签。总体主管设计师也可编写 IDS，由承制单位负责该设备设计的技术人员会签。IDS 汇总文件或 IDS 单一类的汇总文件，应由总体设计部编制，并由型号总设计师批准。

IDS 的签署也同样经历了由纸质文件向电子文件的过渡。早期的 IDS 签署都是纸质文件，在状态控制和版本管理上存在一定的缺陷，可能会造成各设计师掌握的 IDS 数据不一致，而不能完全达到建立 IDS 的最初目的。卫星研制单位借鉴了 PDM 系统文件签署流程的技术经验，建立了 IDS 网络签署系统。该系统同样基于网络数据库技术，预留了与各个专业设计软件的网址服务（web service）接口。网络 IDS 在传统 IDS 的基础上增加了电连接器与接地桩位置、筋和耳片的相关内容，通过读取网上 IDS 数据，有助于快速建立满足数字化要求的设备三维构形模型。

9.3.3　三维数字化建模

（1）设备数字化建模

卫星三维数字化设计系统的建模、布局及布线布缆等功能，提升了卫星总体设计的规范化、标准化程度，提高了设计效率和质量。数字化建模需要规模足够大的有关设备和部件的数字化模型库。

经过多年的卫星研制，有经验的设计师发现，有很多星上设备的外形基本上是类似的，而在数字化初期，设计师往往要针对每一台设备进行建模。这不仅浪费了设计师宝贵的精力，而且还可能增加出错的机率。可以把符合一定标准的设备称为标准设备，将其他不符合标准的设备称为异型设备。对标准设备，卫星三维设计系统设计了一套通用建模流程，通过输入设备的控制参数，即可在三维建模软件中自动建立设备三维模型。对异型设备，专门针对该设备所在的系统，提供设备接口设置功能，用户只需点击相应的功能按钮，就可建立符合要求的设备。

对标准设备，设计师可在三维设计系统中选择需要自动生成的标准设备，三维设计系统根据该设备在设备基础信息管理模块中已定义的信息自动生成设备本体树（设备基本外形）、装配树（含电连接器）、质量树，并可以实现模型信息与数据库信息的数据校验。

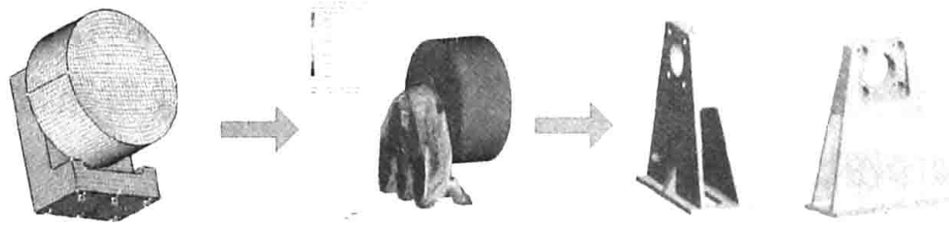
对异型设备，可自行创建异型设备模型，并将该模型与三维设计系统中已注册的异型设备信息关联，关联后可以为异型设备创建装配树和脚印图。

（2）总装直属件造型

卫星的总装直属件又称次结构，是指固定在卫星主结构上，安装各种设备但不传递主要载荷，且不显著影响卫星基频和振型的安装支架、辅助构件等。卫星的结构和次结构都是卫星设备的载体，

它们在研制、发射运行、返回式卫星返回过程中要经历恶劣的环境。对卫星而言，应在满足任务需求的条件下，尽可能减小结构或次结构的重量，提高强度、刚度。因此，总装直属件的设计是以安装空间、机械特性、机械接口、强度刚度等为约束而进行的优化设计，它直接关系到安装在其上的卫星产品的安全，在设计过程中需进行仔细分析验证。在总装直属件的设计过程中，结构拓扑优化可以为设计师提供可取的设计思路。结构拓扑优化又称结构布局优化，可以看成是在一定材料体积下的最大刚度分配结构的数据化方法。该方法通常应用于结构概念设计阶段，该阶段结构优化的余地最大，发挥的作用也最大。当前，许多大型的 CAE 软件均已具备对结构进行拓扑优化的功能。

例如，图 9-4 所示为某总装直属件拓扑优化工作流程，圆柱形设备通过支架（总装直属件）安装在卫星上。通过对原设备支架的分析，其一阶模态频率为 94 Hz，二阶模态频率为 156 Hz，不能达到实际工程对总装直属件的刚度要求。此外，在工程实践中，该总装直属件顶部的响应水平都超出了单机试验水平。因此，有必要通过相应的仿真手段对该总装直属件进行优化，以重量为优化的目标函数以及其他约束条件均满足的前提下，提高该总装直属件的频率。总装直属件的结构拓扑优化流程包含定义初始设计区域、建立有限元模型、定义拓扑优化目标及控制参数等。



初始设计区域　　拓扑优化结果　　实际加工形式

图 9-4　某总装直属件拓扑优化工作流程

经过以上过程，得到的拓扑优化结果还不能完全满足总装直属件的加工工艺要求，还需要设计师对优化结果进行一定的处理才能进行加工生产。从优化结果来看，通过总装直属件形式的改变，其一阶频率已经上升为 150 Hz，各个关键位置的响应也有所减小，能够满足工程实践的要求。优化前后的相关参数对比，如表 9 - 3 所示。

表 9 - 3　某总装直属件拓扑优化前后参数对比

项目	优化前	优化后
重量/kg	1.10	1.08
安装尺寸/mm	170×100	180×75
安装设备质心高度/mm	170	162
一阶频率/Hz	94	150
二阶频率/Hz	156	205

（3）卫星构型数字化模型

卫星的构型布局设计确定后，需将设备按照一定的规则进行装配，完成卫星三维构型模型。模型是进行系统级集同设计的基础，是进行整星各类仿真分析的数据源，必须保证该模型表达信息的完整性。卫星的装配如果从零件做起，那么一颗整星有几万到几十万个，把这些零件都装配到整星模型中，将会耗费巨大的计算机 CPU 和内存资源，即使使用性能最强大的工作站，也难免会出现资源不足的情况。因此，必须从设备入手进行简化，除保留必需的接口信息及机械电子特性外，对设备内部的零件进行适当的简化。从零件装配成整星改变成从设备装配成整星，建立一个适应整星装配的模型，这样可以减少建模过程对计算机 CPU 和内存资源的占用，缩小模型存储空间，提高设计效率。整星构型模型在信息完整和简化中进行取舍，这是一个卫星设计师在建模过程中必须进行考虑的因素。

整星模型的装配必须建立在一定的层次关系上，卫星总体在确定舱段划分和规格尺寸后，通过自上层而下层的顺序，在整星模型下建立次级装配关系。这个次级装配关系里包含了设备、总装直属件、电缆、管路等各类元素。一般来说，卫星设计师按照“整星→舱段→舱板→设备”的层次来建立整星模型，星上所有的模型与整星坐标系建立关系。图 9－5 给出 1—0 卫星所属各层次的顺序示意。至于整星坐标系根据卫星任务，已在可行方案中先确定，是固定唯一的，这样可以避免修改某个层级的设备模型对整星模型造成影响。

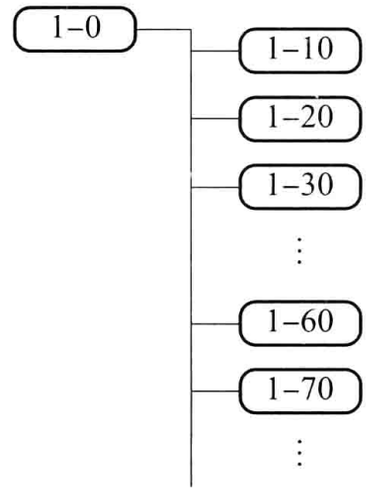


图 9－5　整星装配层次关系

通过自上而下建立舱板级装配关系后，卫星设计师利用卫星三维设计系统可以实现设备的数字化布局。传统三维 CAD 软件中，装配都是通过两个装配体的几何特征匹配来进行定位的，设计师必须去选择相应的几何特征进行装配。而在卫星三维设计系统中，设计师只用关系装配体的相对位置关系，至于具体的装配定位内容则由软件系统自动实现。

对于大设备、直属件的布局，可将已经定义的设备、直属件用于舱板（段）布局操作。布局时可以采用拖动、旋转、对齐、连续添加等辅助手段，布局结束后可以对布局结果进行数据报表输出。

（4）模装的检查

整星模装完成之后一项重要的工作就是对装配质量进行全方位的检查。数字化模装虽然具有较多优点，但与实物模拟装配相比还是无法实时检查装配质量。一般来说，装配质量包含静态干涉检查、动态干涉检查、设备视场干涉检查、精测光通路检查等内容。

静态干涉检查是指装配完成后，两个装配体之间是否存在相互干涉的情况。在三维 CAD 软件中，能够进行指定的两个装配体之间的静态干涉检查，也可进行顶层装配体的全局干涉检查，还可类比同类设计检查结果。在静态干涉检查过程中设计师先对存在可疑性的装配进行局部干涉检查，可以提高工作效率。

三维数字化装配关系只关心两个装配体之间的几何关系，而不关心在装配过程中是否干涉，实际上装配过程中产生干涉是卫星总装过程中发生问题最多的环节。在三维 CAD 软件中，设计师可以通过机构运动仿真对装配过程中是否存在干涉进行检查，另外，目前主流 CAD 软件中还加入了人机工程分析功能，可以对装配过程中的空间、可达范围、可视范围等进行仿真，提高了数字化模装检查的全面性。

动态干涉检查包含星上可动部件的运动包络检查，这种检查可以利用 CAD 软件中机构运动仿真功能建立运动部件的包络范围进行干涉检查来实现，如图 9－6 所示。星上所有可动部件都必须进行动态干涉检查，以避免在轨出现问题。

设备视场及精度检测中，光通路检查是装配质量检查的一项重要内容。卫星上大部分敏感器、光学电子设备都有相应的视场要求，必须保证在其视场及光路范围内没有任何物体。在实际检查过程中，设计师可以将视场单独建立模型，在整星构型模型层次里进行干涉检查。需要注意的是，精测光通路干涉一般只进行地面状态的检查，而视场检查必须考虑到卫星在轨运行时各设备完全展开以

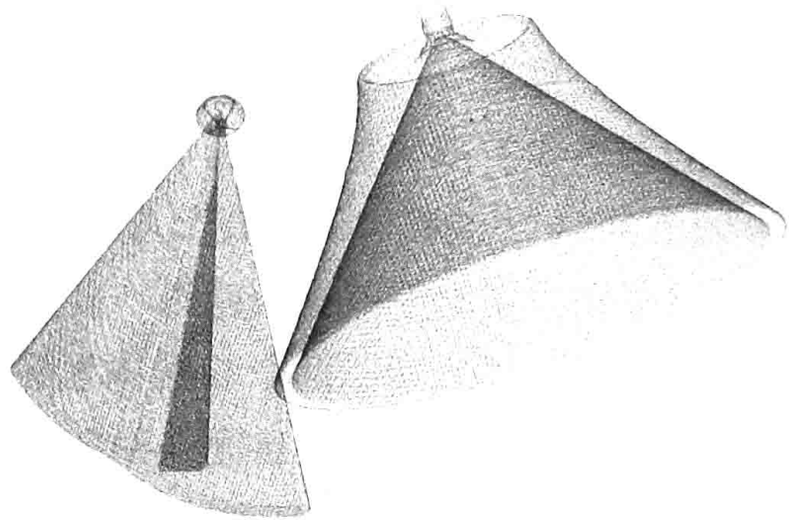


图 9-6 设备活动包络模型干涉分析

及活动包络的真实使用场景。

(5) 卫星质量特性集成分析

由于卫星包含的零部件较多，且多数零部件的质量分布不都是均匀的，因此整星的质量特性控制在工程实践中较为复杂，尤其是在数字化模型中如何分析设备的质量特性，是关系到整星质量特性计算可信度的重要因素。星上大部分设备的质量可以实测，但质心及转动惯量等内容只有设计值，与最终产品会有一定差距。在数字化模型中计算整星质量特性时，一是要对星上各类设备、直属件的重量准确赋值，二是要对星上无法准确模拟质量特性的组成，如电缆、热控等设置相应的等效质量块。只有仔细准确把握好星上每一个组成要素的质量特性，整星的质量特性计算值才会具有较高的可信度。

为准确了解整星的质量特性，在对数字化模型进行仿真计算后，还要对卫星进行质量特性测试，如果测试数据不满足总体技术要求，还需要对卫星进行适当的质量特性调整，其判据为系统可控性、压心、质心、稳定裕度、转动惯量及惯性积等。

(6) 三维模型的可制造性

建立卫星的数字化三维构形模型，用三维模型代替二维图纸直

接到数控机床生产，一直是各装备制造厂商追求的目标。全三维数字化集同设计模式在航空航天行业中已经得到了不同程度的应用，在提高效率、缩短周期、变革流程方面都取得了令人瞩目的成就。具体到卫星工程上来讲，三维示图可分为总装直属件三维示图、电缆三维示图、管路三维示图、总装三维示图等内容。

支持总装直属件三维示图最重要的因素是三维模型的质量好坏，具体来说就是总装直属件的设计要具有良好的工艺，并能在三维模型上得到反映。在实际应用中，将总装直属件进行数字化产品定义（model-based definition，MBD），是实现数字化制造的基础，即以数字化方式对产品进行准确描述。采用 MBD 技术，数字化产品定义，加工制造信息必须按 MBD 要求进行三维模型标注和分类组织管理，完整准确地表达产品零部件本身的几何属性、工艺属性、制造信息、质量检测属性以及管理属性等信息，以满足制造过程各阶段对数据的需求，保证产品设计制造过程中的协调性。图 9－7 给出一个卫星总装直属件按 MBD 要求的三维模型标注实例。

电缆设计是卫星设计中较为复杂的环节，星上电缆连接关系复杂，种类和数量繁多。传统的设计方式是通过在模装星上进行电缆取样，再进行实际生产，这种设计生产方式效率较低、成本较高，已经不能适应现代卫星研制的要求。电缆三维设计与制造是依据卫星电总体电缆网设计结果，进行具体而真实的三维电缆布局设计，在三维模型上完成卫星电缆的数字化。电缆网模型如图 9－8 所示。

卫星管路三维模型全流程包括管路布局、规范驱动的管路设计、模型数据导出和管路加工仿真验证等工作，最终实现实际加工。现代卫星研制要摆脱过去手工制作管路的方法，实现管路的自动化制作，需要根据自动弯管机对管路进行精确的数字化设计，使管路设计具备数控加工的条件。

总装三维示图是以三维构形模型指导总装的最直接体现。过去

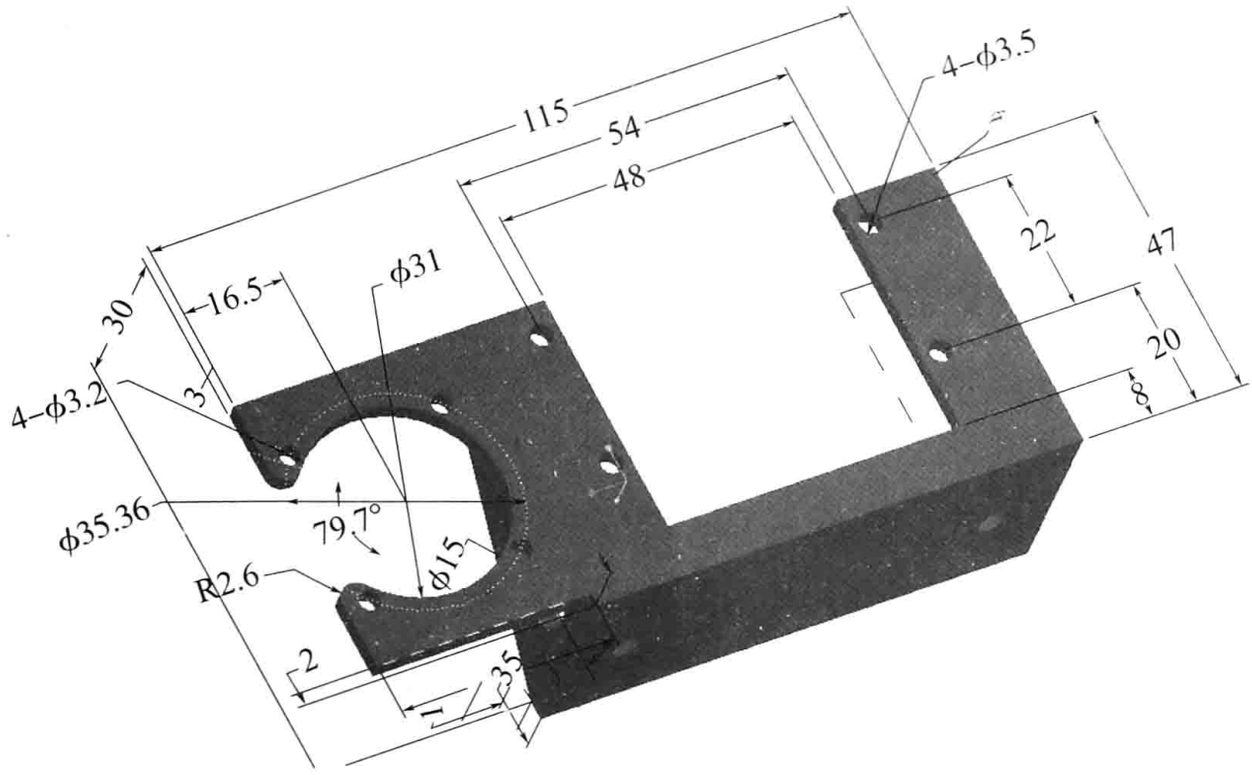


图 9-7 总装直属件三维构型标注

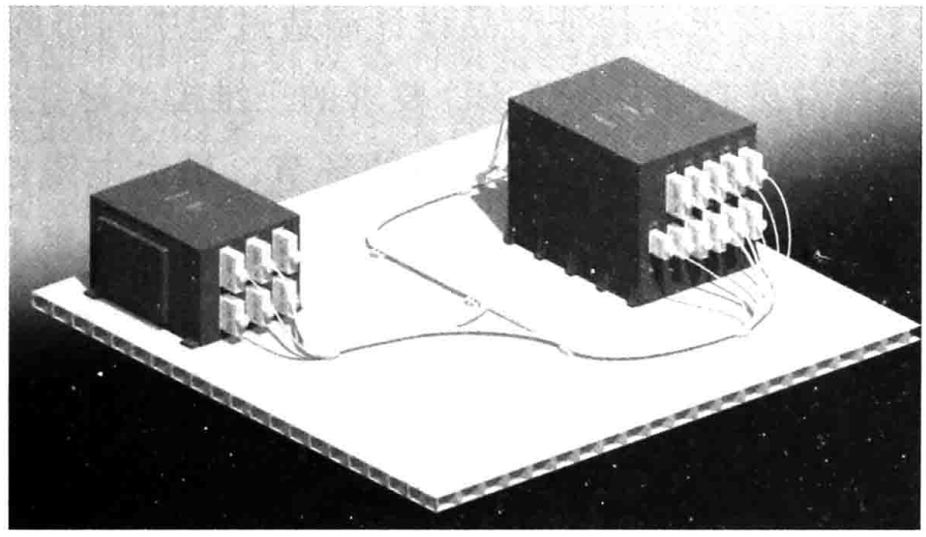


图 9-8 电缆网数字化模型

在总装现场使用二维图纸指导总装存在的不方便和效率较低等问题，在使用三维模型后，操作者可以根据现场电子看板详细了解装配位置关系，避免了来回看图的操作。要实现总装三维装配，必须在整星数字化模型中建立与总装相关的详细信息，包含完整的紧固件装配、设备名称编号标识、参考点标识、电缆插座代号标识、接

地线等，并按照规范进行设备编号及建立层级关系。

9.4　卫星集同设计实例

9.4.1　卫星集同设计中心

卫星集同工程和集同设计，在工作过程中需要开展大量的集中讨论和分析工作。初期的集同工作模式临时性强，难以满足各方面协同工作的需求。为了提高协同研制工作的质量和效率，必须建立专业化的协同研制基础环境，配备相应的软硬件设施，使不同专业设计师能够在统一的软件环境、数据环境、可视化环境中进行集同工作。

卫星研制单位以型号研制需求为牵引，开展卫星集同设计基础环境建设，集成数据资源、计算资源和工具软件，提供数据管理、集同和展示功能，设计分析功能，满足各个阶段集同设计需要，为设计师系统高效、高质量集同完成卫星型号研制工作提供环境支撑的集同设计中心。这个中心配置必要的软硬件设施，为每个专业设置独立的工位，配置建模、计算、数据交换等工作所必需的计算机和工具软件；可以实现基于三维模型进行设计协调，以更直观、逼真的方式加速设计、分析讨论过程，为各级设计师提供一个良好的支撑环境，也为专家评定各方案设计提供科学准确的依据。

在卫星集同设计中心的支撑下，各级设计师可高效、优质地完成以下工作：

1）卫星目标任务分析演示及需求迭代；

2）任务需求分析和总体方案设计；

3）整星构形、布局、总装设计；

4）虚拟装配演示；

5）总体与总装协同设计；

6）IDS 集同签署，仪器设备外形图册签署；

7）技术评审，技术文件、图纸复核复审；

8）其他协调工作，包括技术培训、讨论、技术协调会等。

卫星集同设计中心如图 9－9 所示。



图 9－9　卫星集同设计中心

9.4.2　卫星集同设计实例

我国 2013 年研制成功的高分辨率对地观测卫星——高分一号卫星，其主要有效载荷为 2 米全色/8 米多光谱高分辨率相机和 16 米多光谱中分辨率宽幅相机，卫星的主要目标和功能是从空间获取全球数字化遥感图像数据，传送地面。在地面接收数据，经处理得出遥感信息，供多方应用。卫星的构形如图 9－10 所示。

在进行卫星设计时，需要从系统的角度出发分配合理指标。对于卫星总体设计，首先要考虑系统可控性设计，综合轨道设计、产品配置、构形设计等因素作出决定。这几个方面各自独立，又息息相关，卫星总设计师和高层设计师必须把握好它们之间的关系，卫星方案一旦确定，将会对卫星后续研制过程产生不可逆转的影响。

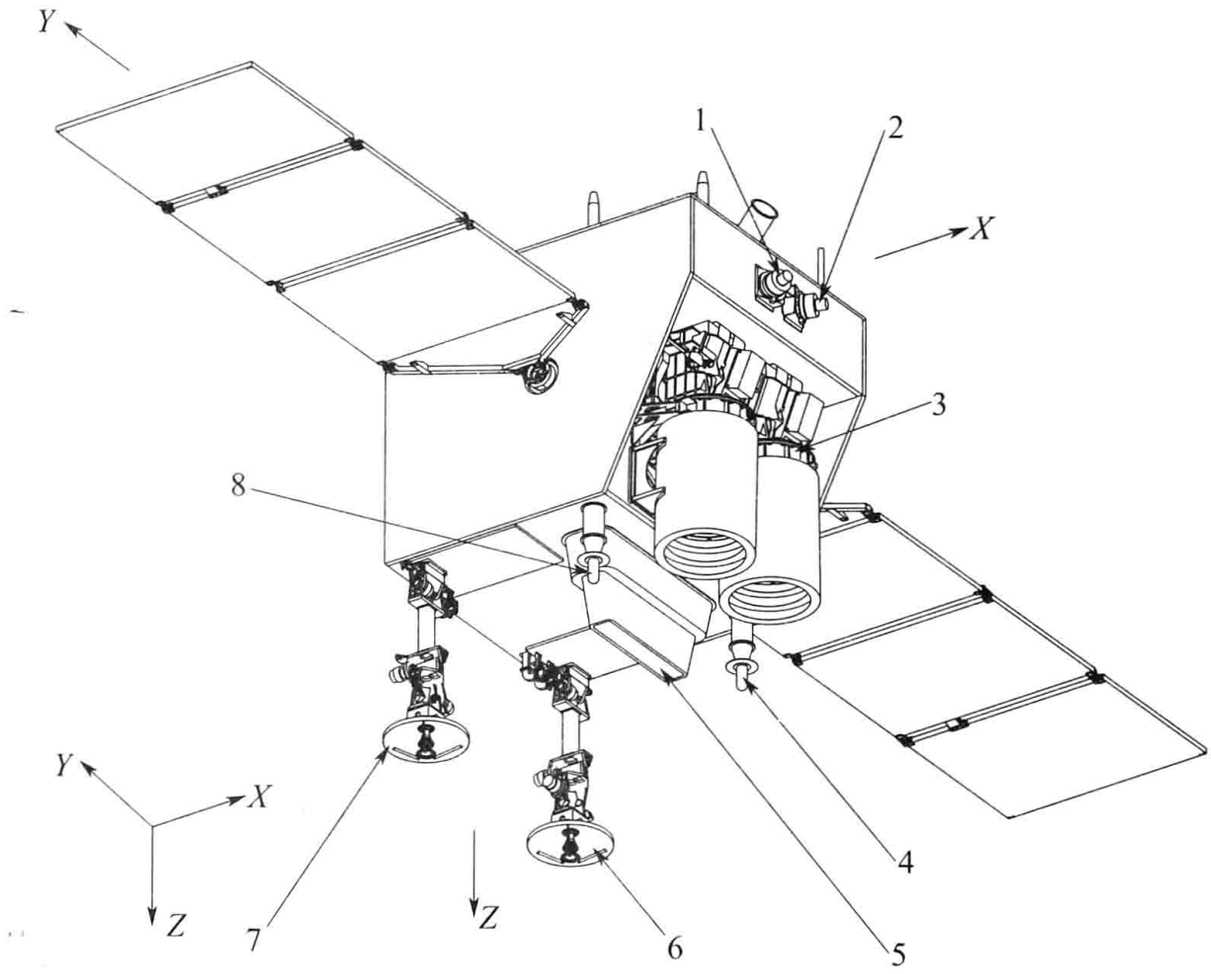


图 9 - 10　高分一号卫星构形布局示意图

1，2—红外地球敏感器；3—2 米全色/8 米多光谱高分辨率相机；
4，8—测控天线；5—16 米多光谱中分辨率宽幅相机；6，7—数传天线

例如轨道设计，选取合适的轨道对于卫星的寿命、重访周期、图像分辨率、推进剂配置、光照条件等都有较大的影响；产品配置则直接影响卫星的功能和性能、质量及外形；构形设计的结果则影响卫星质量特性、各类敏感器视场、能量流和信息流传递路径、与运载火箭的接口等。每一个因素都对其他方面有着或多或少的影响，造成多个指标相互耦合，而单个指标优秀并不代表整星指标优秀。卫星设计师必须充分考虑每一个因素在卫星总体设计中所占的比重，综合优化，使整星性能达到最优。高分一号卫星正是依照这个思路，利用东方红卫星公司的集同设计中心，进行集同设计，对轨道设计、产品配置、构形设计等方面进行了多轮的方案优化，使卫星

能够又快又好地获取地面图像，发挥出了优良的性能。高分一号卫星构形布局如图 9 - 10 所示。

在高分一号卫星的研制过程中，设计师将三维建模软件、卫星三维设计系统、PDM 系统、AVIDM 系统相结合，实现了设备数字化建模、自动布局、数字化协同设计、文件及流程管理等功能，极大地提高了型号研制质量和效率。卫星设计师按集同设计方式建立了详细完整的整星三维模型，同时结合 AVIDM 系统实现了卫星文件和模型的状态控制和版本管理，对整星的技术状态进行了较好的控制。高分一号卫星的三维模型管理控制流程如图 9 - 11 所示。

9.5 卫星热控分系统集同设计

9.5.1 概述

卫星是由多个分系统和直属部件组成的一个工程系统。前面几节讨论了卫星及其直属部件的集同设计，本节拟以热控分系统为例讨论卫星分系统的集同设计问题。

卫星热控分系统是一个总体性质的分系统，它与卫星上的所有组成都有关系。卫星热控制系统的任务是通过调节卫星上的热量收集、传输、存储及排散过程，实现控制卫星上温度分布及温度变化，以保证卫星上各种仪器设备和有效载荷正常工作所必需的温度条件。与此同时，通过控制卫星与周围环境之间的热量交换，降低复杂恶劣空间热环境对卫星的影响。热控系统设计的水平及质量影响到整个卫星的工作状态、寿命及可靠性，也是目前制约空间技术发展的一个重要因素。卫星热控设计中有大量的热分析计算工作，一般要贯穿于卫星研制的全过程以及发射和在轨飞行阶段，是卫星研制过程中的一项重要工作。

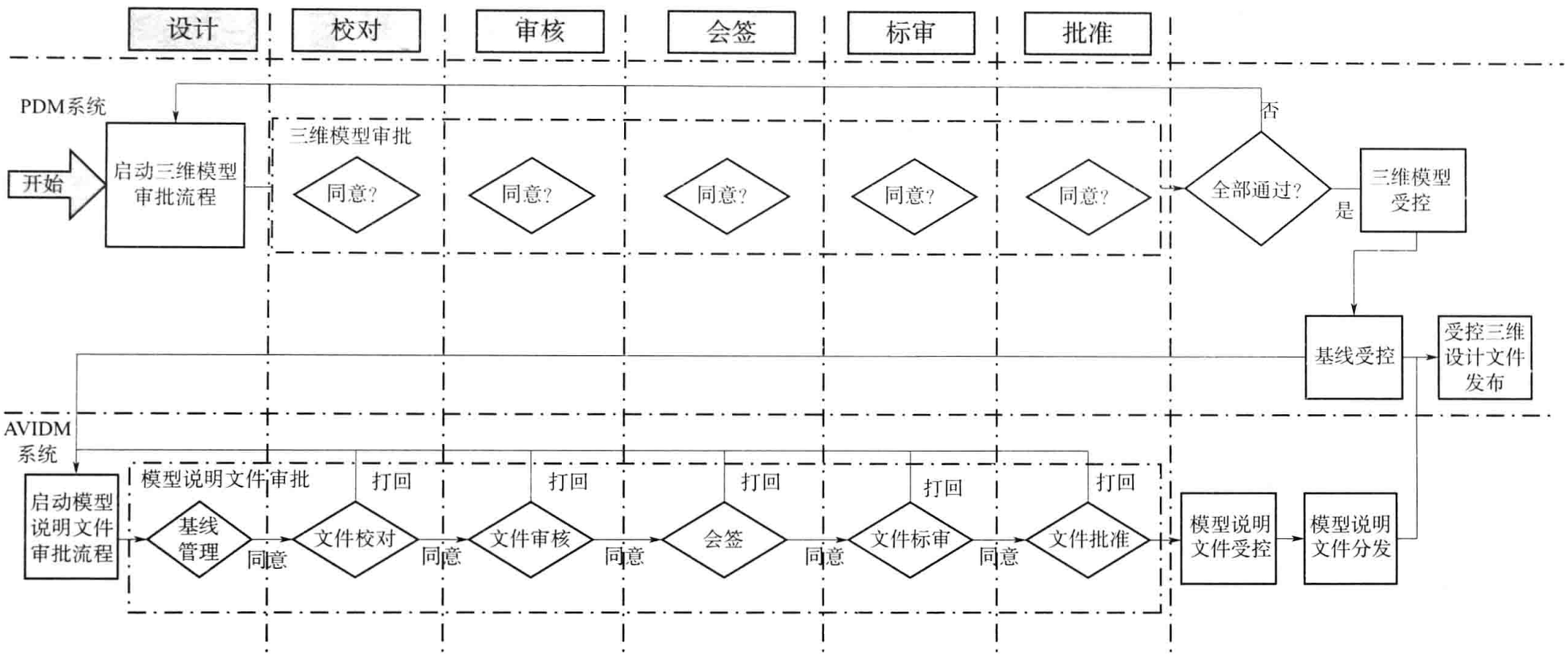


图 9-11　高分一号卫星三维模型管理控制流程

整星热分析工作与轨道设计、发射窗口、构形布局、材料性能、功耗、工作模式、总装与试验等均有接口关系，包括轨道分析、外热流分析和温度场分析三部分内容，工作流程如图 9－12 所示。

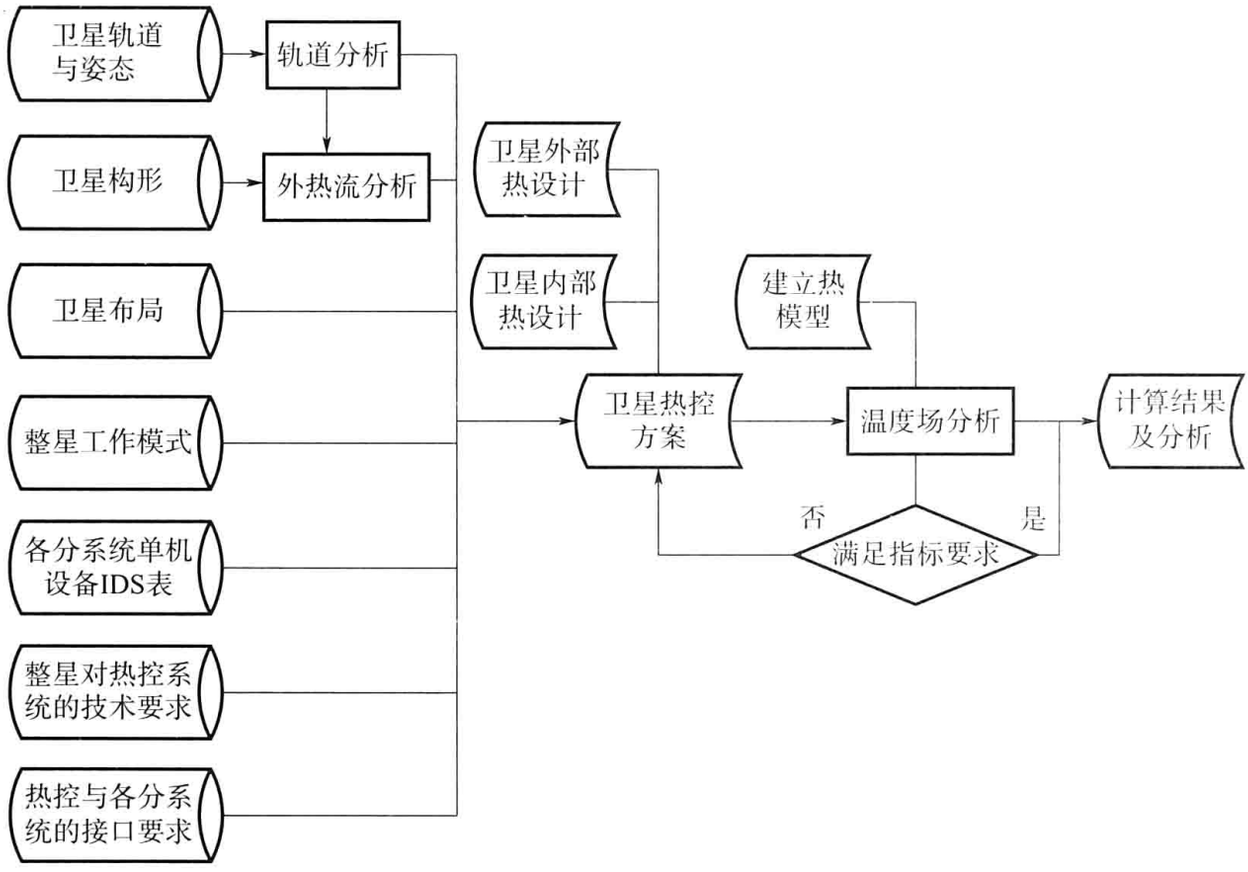


图 9－12　整星热分析工作流程图

轨道分析的目的是为了确定卫星、太阳和地球三者在空间的几何位置，为外热流分析提供参考。针对热控分析的轨道分析内容主要包括：获取卫星轨道在寿命期间阳光矢量与轨道面的夹角 β 的变化规律，并找出其最大值和最小值的时刻；进行卫星在地球轨道上运行时的受照分析，即卫星在轨道的阴影时间和进出阴影的位置。

外热流分析的目的是计算卫星各个表面入射热流的大小及变化规律，为热控设计中散热面的选择和高低温工况的确定提供依据，同时为热平衡试验提供模拟试验的外热流。外热流计算应分析卫星各个表面在各种特殊轨道条件下周期平均入射热流的数据，获取外热流分布和变化的规律。

温度场分析实际上是卫星获得的热量和排散的热量的平衡。温度场分析通常采用成熟的热分析软件，如：Thermal Desktop (Sinda/Fluint)，根据卫星的热设计状态，通过合理的简化和假设建立卫星的热分析模型，进行求解计算，并对计算结果进行数据处理的过程。

9.5.2　卫星热分析

(1) 数值计算法

卫星整星热分析工作实际上是用数值计算的方法来定量预示航天器的热特性。使用数值进行分析计算的关键是合理地把一个物理模型转化成数学模型，对数学模型输入准确的参数，获得准确的结果。

经典的计算方法包括热网络法和有限元法。整星热分析计算技术流程如图 9 - 13 所示。

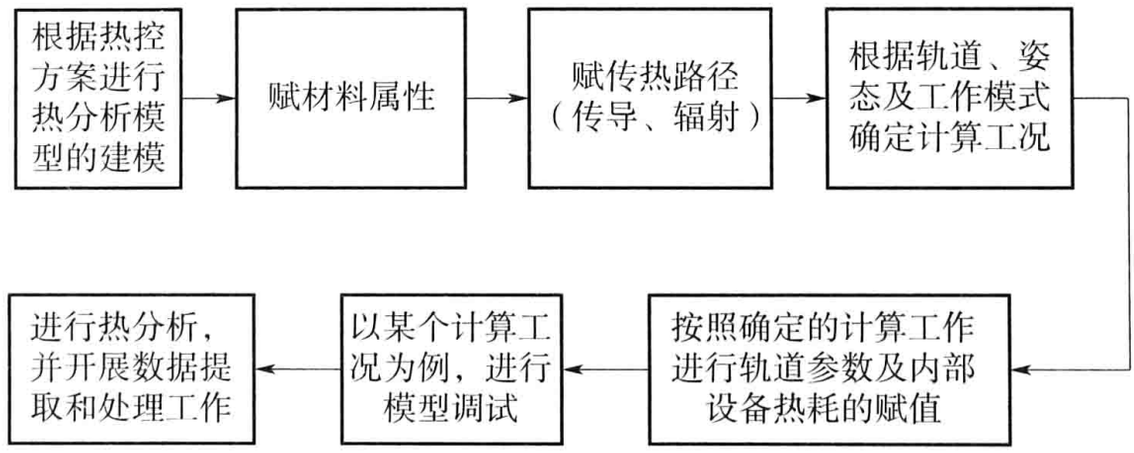


图 9 - 13　卫星整星热分析计算技术流程

9.5.3　卫星热控技术

(1) 卫星热控技术分类

卫星热控系统分为不具有自动调节能力的被动热控技术和能根据温度的要求主动改变换热特性参数的主动热控技术两种基本类型。对于轨道和姿态相对稳定的卫星来说，一般所处的热环境和星

上载荷的工作模式都比较固定，也不用考虑来自人为干扰的不利因素。这类卫星大都采用被动为主、主动为辅的热控模式，可以针对其周期性外热流的变化用涂层、多层隔热材料置于适当部位等被动热控技术实现整星热控。

对卫星内部星载设备日趋多样化、工作模式日趋复杂化、任务环境有变化的一类卫星，其热控系统则要求通用化，即所谓的柔性热控。其基本思想是：柔性热控系统有很强的适应能力，可满足不同飞行任务的需要，包括不同的轨道、姿态和有效载荷等，也就是热控系统能适应任务的变化所引起的结构布置和热环境的改变。这种通用化热控系统，适用于多种不同的卫星，特别适用于做少量修改就能适应需求的一类卫星。

(2) 卫星自主热控技术

卫星自主热控汲取了卫星自主运行的思想，热控系统不依赖外界的信息注入，而能够依据在轨感知的外部形势，并结合自身状态，合理、优化地调整控制策略，智能地采取行动，从而自主完成热控任务。

提高卫星自主热控能力可以同时从部件和系统两个层次入手。部件级自主热控技术是利用材料本身热物理特性随温度的变化规律实现受控温度的闭环控制，无须专门的控制器介入，如变辐射率薄膜和智能电加热器等。虽然这种具有一定智能性的热控部件可以独立完成给定的温度控制任务，但却没有根据状态变化自动调整控制策略的自适应能力。也就是说，这种部件热控能实现的控制范围是固定的，因而具有局限性。系统级自主热控技术是利用特定的控制算法判定当前状态，并在预测系统特征变量未来变化趋势的基础上，采用智能化的控制变量来调整主动热控装置的执行能力，从而具备了在复杂的工作条件下独立完成自主热控任务的能力。

显然，自主热控技术结合了传统的主动和被动热控技术，但更

强调了装置的闭环控制能力，从传热学和控制学两个角度来优化卫星热控系统，能事半功倍地完成卫星热控任务。

（3）自主热控技术发展的基础

自主热控技术主要基于以下两个方面的发展：传热性能优良的热量传输、收集和排散系统是自主热控系统的硬件基础，如：MEMS 辐射器、微型热开关、电致变色涂层、基于记忆合金的辐射器等。

先进的控制算法对系统的控制品质和运行效率产生决定性影响。卫星热控系统能够自动、实时地对在轨运行环境和工作条件作出判断，使其温控水平维持在规定的安全范围内，同时最大程度地减少地面的遥控指令干预。这一算法的成功实现要求星载微处理器更大程度地参与到热控任务中。

9.5.4　高分一号整星热控设计实例

热控分系统的设计方案决定了整星的热量流，与卫星其他各个分系统、卫星所有单机设备，以及卫星的运行模式、轨道姿态条件等都有着密不可分的联系，因此，热控分系统的集同设计显得尤为重要，涉及光、机、电的系统集成分析。首先，热控分系统的设计必须满足卫星总体的一般技术指标和性能要求，包括：仪器设备的温度要求（或边界温度）；总体分配给热控分系统的质量、功耗指标；热控分系统的寿命要求、可靠性指标、质损和可凝挥发物指标、电磁兼容性要求、维修性要求、互换性指标、安全性要求、环境条件要求等。其次，热控分系统还要满足与卫星外部大系统和卫星内部其他各个分系统的接口关系。另外，针对小卫星要承担不同的航天任务和载荷的运行特点，热控设计还需要充分考虑热光学、热变形、星敏杂散光等约束条件。

（1）设计依据数据同源

热控分系统集同设计的输入依据是数据同源的，即统一的数据

环境。其中，星上仪器设备的质量、热功耗等参数按卫星 IDS 文件提供的质量、尺寸、外形、随时间变化的热功耗曲线、热简图等确定。卫星的轨道参数、卫星的姿态控制、卫星的运行模式在 AV-IDM 系统中实现状态控制。卫星的构形和布局输入按照三维模型管理控制流程，依据统一的版本输入。

（2）热光界面集同分析

对于处在空间环境下的光学系统，所承受的温度、压力及太阳辐射与地面差别极大。此外由于空间环境中杂散光、空间微尘等的存在，以及它们随高度、运行轨道、气候和季节变化的特性，使得光学材料的折射率、厚度等参数都将发生变化，从而引起成像质量的变化。因此，对空间环境而言，地面上设计好的光学系统，如果没有考虑在这个环境中的温度、辐射、压力、杂散光等因素变化所带来的影响，就会给系统工作的稳定性带来很大的波动。而在以上诸多因素中，温度和杂散光是最主要的。

高分一号卫星设计过程中，一般有特殊温度要求的有效载荷设备（如：相机）的热控由载荷承制单位自行负责。热控分系统负责提供接口数据并协助卫星总体监督其设计过程。在这个集同设计过程中，热控分系统根据要求预留了相机散热面位置，并负责保证边界温度，即相机主体安装面附近温度。

1）边界温度对载荷成像质量的意义

空间环境中，轨道外热流和周边物体温度的变化会造成相机温度分布不均匀，热应变会使光学元件之间产生相对位置变化和镜面变形，因而不利的空间热环境是遥感器光学系统成像质量下降的主要干扰源。尤其是高分辨率空间相机要求成像质量达到或接近衍射极限，任何微小扰动都会严重干扰成像质量，因此温度变化对遥感器光学系统的影响十分重要。

2）消除星敏杂散光的热控涂层约束

杂散光是指光学系统中除了成像光线外，扩散于探测器表面上的其他非成像光线辐射能，以及通过非正常光到达探测器的成像光线辐射能。对于成像能量微弱的星敏感器，消除杂散光显得尤为重要。因此，在集同设计的过程中，光、机、热的设计人员共同对星敏附件热控涂层的使用面积、表面处理方法进行了约束。

3）机热集同分析——在轨热变形分析

卫星在轨运行过程中受太阳照射情况的呈周期性变化，因此卫星自身结构的温度也呈周期性变化。星敏感器、空间相机及卫星结构会受到温度变化的影响而产生周期性的变形，导致星敏感器测量输出相对有效载荷基准发生动态偏离，产生一个星敏感器测量坐标系与空间相机摄影坐标系之间的误差，称为热致误差，即在轨道上的卫星受冷热交变的空间热环境影响而产生的依轨道周期变化的周期性误差。

影响图像定位精度的因素有轨道误差、姿态误差、时间不同步引起的误差、仪器安装误差等因素，其中相机与星敏感器之间安装关系及在轨稳定性是非常重要的一项因素，它是保证卫星测量的姿态数据用于图像定位的前提。设计师分别建立热学、力学模型，分析了星敏感器支架由于在轨温度变化引起的自身的热变形对星敏感器指向的影响。通过集同设计，确定了星敏感器支架的选用材料，并提出了对支架的温度控制策略。

（3）轨道分析

高分一号为对地观测卫星，轨道类型太阳同步轨道，使得轨道面转动方向与太阳运动的速度相同，即卫星经过赤道节点的地方时相同。此类轨道特别适用于近地轨道的对地遥感卫星，主要优点在于 β 角、太阳能源接收量、同纬度星下点的照度、地影时间等周年变化最小，仅与季节有关。另外，对于降交点地方时为 10：30 AM

的太阳同步轨道卫星，卫星 β 角的变化范围小，且均大于 0（见图 9－14），存在阴影区，因此，在整个寿命期间，卫星＋Y 面（见图 9－10）将一直不受太阳的照射，可作为卫星主体结构的主散热面，而相反卫星－Y 面（见图 9－10）可获得极佳的光照条件。

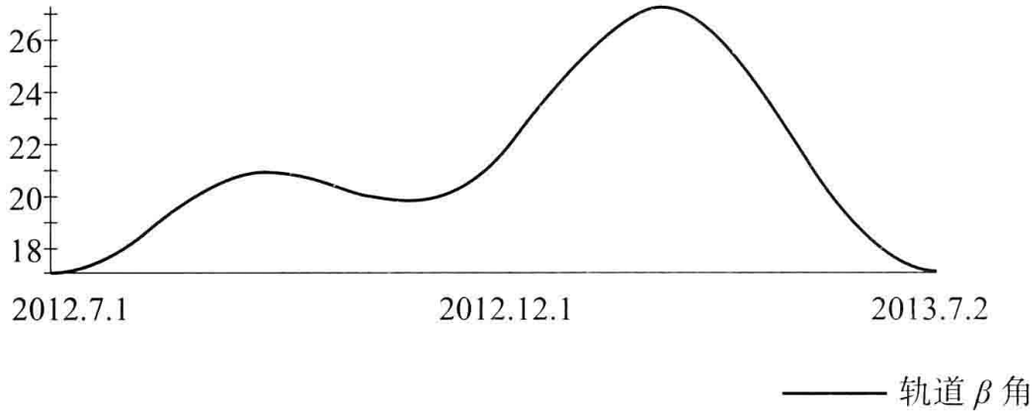


图 9－14　高分一号轨道 β 角变化范围

（4）外热流分析

对于太阳同步轨道卫星应选用外热流比较稳定、热流密度不大的表面作为整星的主散热面。到达卫星主散热面的入射外热流大小将直接影响整星的温度状况。

卫星表面接受空间外热流的大小和 β 角密切相关。而 β 角的变化又与季节（即与太阳赤纬 δs）有关，变化周期为一年。另一方面太阳辐射强度也与季节有关，不同的季节，太阳的辐照强度不同，这导致了地球红外辐射强度和地球反照强度的不同，使到达卫星表面的外热流强度也发生变化。对于降交点地方时为 10：30 AM 的太阳同步轨道卫星，卫星的入射外热流随着 β 角的增大而增大。根据 β 角的变化与季节的关系，以及轨道机动的条件，对高分一号卫星各个外表面在最小 β 角、最大 β 角，以及带 $\pm 35°$ 侧摆条件下的入射外热流统计，得到 $\beta=23.8°$ 时，虽然太阳赤纬 $\delta s=-20$ 并不在冬至位置，但与冬至相差不远。因此，$\beta=23.8°$ 时，太阳辐射强度可以按照冬至情况进行计算。这样卫星表面所有入射外热流情况都包含在计算范围之内。太阳辐射强度及对应 β 角大小如表 9－4 所示。

表 9－4　β 角变化范围内的太阳辐射强度

	冬至工况	夏至工况
太阳辐射	$S=1\ 414\ W/m^2$	$S=1\ 320\ W/m^2$
地球红辐射	$247\ W/m^2$	$223\ W/m^2$
地球反照	0.3	
β 取值	23.8°（最大）	17.0°（最小）

在定义高、低温工况时，除考虑到外热流因素外，卫星设备的工作模式也是需要考虑的重要因素。当卫星处于入轨初期，设备进行在轨测试时，有效载荷并不按照任务需求正常工作，整星热耗较小。这时与初期涂层特性和外热流较小的轨道条件组合可成为一个低温工况。卫星处于全姿态捕获时，除$-Z$侧面外，卫星其他各面的入射外热流都比较小，此时有效载荷不工作，整星热耗较小，因此可将此情况定义为另一个低温工况。当卫星完成在轨测试后，有效载荷陆续开机正常工作，整星的热耗有较大幅度的增加，这时与涂层末期特性和外热流较大的轨道条件组合可成为一个高温工况。另外，考虑轨道机动，分析侧摆条件下的高温工况。根据高、低温工况定义，图 9－15 示意了质心轨道坐标系内，卫星、地球及太阳的空间方位关系，表 9－5 列出了高分一号卫星在热分析中考虑的各个计算工况。

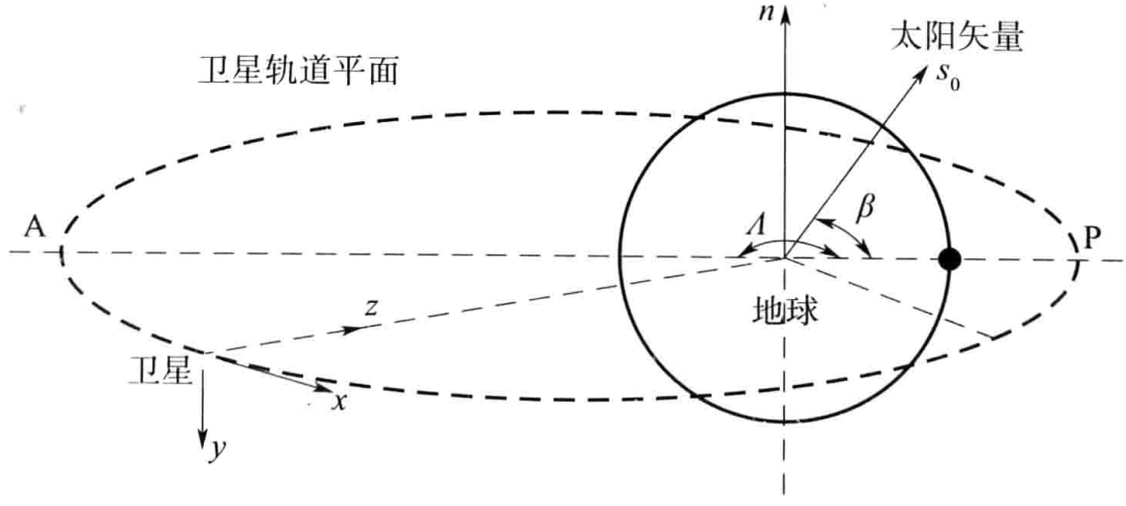


图 9－15　太阳矢量与卫星各面关系图

表 9-5 高分一号不同工况的热分析计算结果

工况名称	卫星/姿态	太阳常数/(W/m^2)	日期	涂层性质	卫星工作模式
全姿态捕获低温	对日定向	1 322	6 月 2 日	初期	平台设备长期工作，载荷不工作
低温工况	对地定向	1 322	6 月 2 日	初期	平台设备长期工作，载荷不工作
高温工况 1	对地定向	1 410	2 月 9 日	末期	平台设备长期工作，载荷工作
高温工况 2	对地定向（侧摆）	1 410	2 月 9 日	末期	同高温工况 1
高温工况 3	对地定向（侧摆）	1 410	2 月 9 日	末期	同高温工况 1

(5) 温度场分析

在轨道外热流分析和计算工况设定完成的基础上，对整星温度场进行了分析。图 9-16 为该卫星的局部布局示意图。在高温工况 2 条件下，卫星光照区 +35°侧摆飞行12 min，此时整星散热面入射外热流有所增加；在高温工况 3 条件下，卫星光照区 −35°侧摆飞行 12 min，此时整星散热面入射外热流有所减少，但变化幅度都不大。从热分析结果中可以看出，卫星侧摆飞行对整星设备温度的影响在 1 ℃以内。

1) 低温工况

低温工况时卫星三轴稳定，对地定向，平台设备长期工作，有效载荷不工作。低温工况下卫星各主要设备的计算温度如表 9-6 所示。

在主份加热器的作用下，锂离子蓄电池的温度被控制在 10.1～13.0 ℃之间；电源控制器的工作温度为 11.7～12.9 ℃，蓄电池和电源控制器温度适宜。

控制分系统的星内设备中，中心控制单元的热耗较大，但由于其部分安装面直接坐落在散热面上，温度在 9.4～11.4 ℃；星敏感

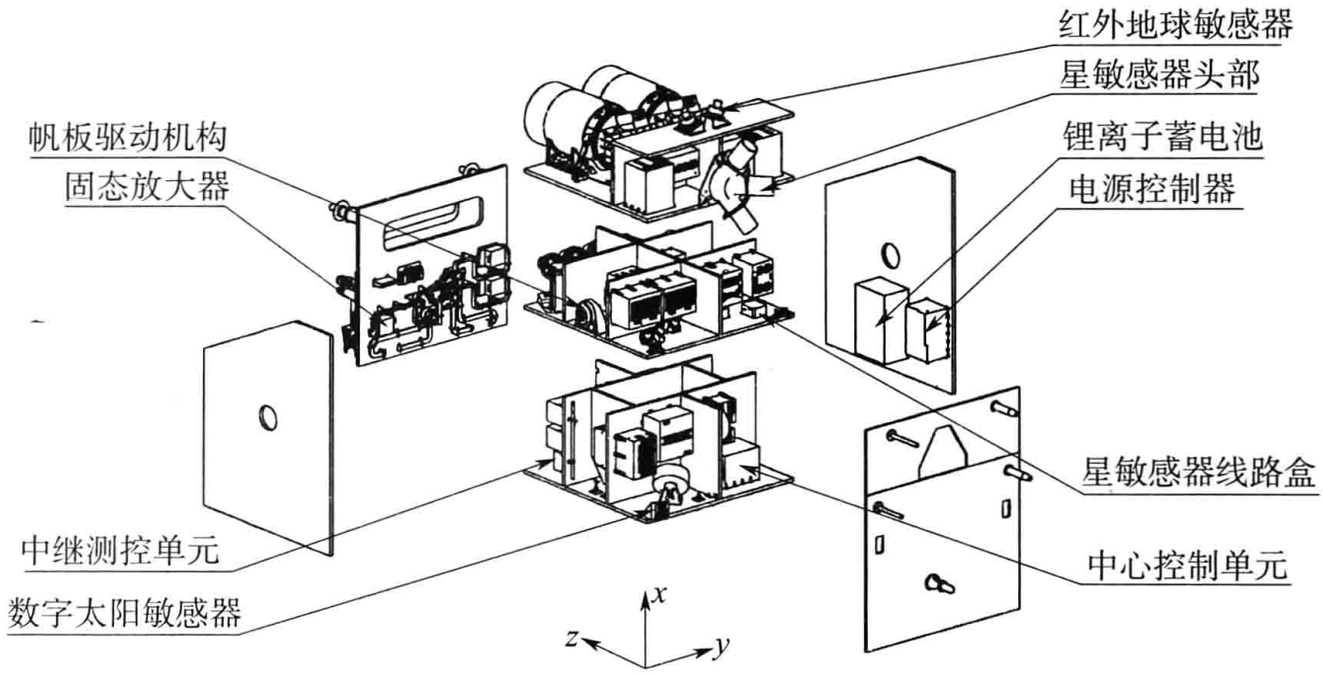


图 9-16　高分一号部分产品星上布局图

器线路盒 1 的温度最高，在 17.6～18.4 ℃，其他设备的工作温度均在 2 ℃以上；控制分系统星外设备中，地球敏感器控制在设定温度范围内，星敏感器头部温度 6.5～8.8 ℃，数字太阳敏感器－15.9～－10.6 ℃，距离温度下限还有较大余量。

星务分系统的设备都安装在下舱＋Z 长隔板上，工作温度均在 1 ℃以上，温度条件良好。

低温工况下数传分系统设备不工作，以安装在＋Z 侧板上的固态放大器温度最低，达到－4.6 ℃，此时以储存温度衡量，余量仍然较大。

有效载荷电子设备在载荷舱补偿加热器的作用下，2 m/8 m 相机电子设备整体温度在－2.4 ℃以上，16 m 相机电子设备在 0.3 ℃以上，均能满足工作温度要求。

中继测控单元及中继功放温度分别在－2.2～－1.3 ℃和－2.1～1.0 ℃，满足工作温度要求。

2）全姿态捕获工况

卫星处于全姿态捕获时，星体－Z 侧指向太阳，＋Z 侧面向冷

空间，设备工作模式与低温工况相同，但卫星各面入射外热流的差异使得两种工况下卫星内部温度存在一定差别。

电源控制器位于卫星+Y侧板-Z侧，全姿态捕获模式下-Z侧外热流增加幅度较大，但+Y侧外热流变化较小，电源控制器的工作温度在13.4～14.0 ℃间，比低温工况升高了2 ℃左右。蓄电池位于下舱+Y侧板±Z长隔板间，相邻舱板外热流变化小，蓄电池温度12.4～12.9 ℃，仍在可控的温度范围内。

在控制分系统设备中，帆板驱动机构位于卫星±Y侧，-Y侧外热流减小，导致-Y侧帆板驱动机构温度降低了1.5 ℃左右；+Y侧外热流变化小，因此+Y侧帆板驱动机构温度变化不大。星敏感器头部位于卫星-Z侧，此工况下直接受太阳照射，温度升高了将近11 ℃，但仍距温度上限具有15 ℃左右的余量。控制分系统其他设备的计算温度也较好地满足指标要求。

受+Z侧外热流减小的影响，星务分系统的设备较低温工况平均降低了3 ℃左右，但距离指标下限仍有充分的余量。

在有效载荷分系统中，2 m/8 m相机电子设备位于星体-Z侧，16 m相机电子设备位于星体+Z侧，受相邻舱板外热流变化影响，2 m/8 m视频处理器、二次电源温度较低温工况升高了2～4 ℃，16 m相机视频处理器降低了1.5 ℃左右。

3）高温工况

高温工况时卫星三轴稳定，对地定向，除平台设备长期工作外，卫星有效载荷周期性工作。

在电源分系统中，由于末期热耗和外热流增加，同时受整星温度升高的影响，蓄电池的工作温度在14.9～15.7 ℃，加热器已不再工作。电源控制器的工作温度在25.7～27.9 ℃，温度条件良好。

在控制分系统中，以星敏线路盒1温度最高，峰值达到35.3 ℃，但距离温度上限仍有较大余量。陀螺安装面最高温度

30.9 ℃，距指标上限有 9.1 ℃的余量，星敏头部最高温度 20.8 ℃，距指标上限有 14.2 ℃的余量，其他控制分系统设备工作温度距指标上限均有 11 ℃以上的余量。

星务分系统设备最高温度不超过 28.9 ℃，工作温度条件良好。

数传分系统的设备短期工作，温度变化范围较大，数据处理器最高温度 28.9 ℃，其他设备最高温度也不超过 30 ℃，满足指标要求。

有效载荷分系统电子设备也属于短期工作设备，其中 2 m/8 m 相机电子设备最高温度达到 21.8 ℃，16 m 相机电子设备最高温度达到 21.0 ℃，但距离温度上限仍有足够余量。

高温工况下，中继测控单元和中继功放均短期工作，中继测控单元温度 14.9～19.9 ℃，中继功放温度 11.7～18.3 ℃，距离温度指标上限仍有 11 ℃以上的余量。

表 9-6　高分一号卫星部分设备温度

设备名称	工作温度/℃	低温工况/℃	高温工况/℃		在轨温度/℃	
			min	max	min	max
锂离子蓄电池	0～＋30	17.5	14.5	20.0	16.0	21.0
红外地球敏感器	0～＋45	15.5	17.8	25.9	14.5	21.8
中心控制单元	－10～＋45	8.9	15.9	20.7	11.9	15.9
二浮陀螺线路组件	－20～＋50	8.7	18.3	24.7	16.9	19.0
数字太阳敏感器	－30～＋50	－13.6	－4.5	－0.5	1.0	10.0
星敏头部	－40～＋35	－17.1	13.8	17.8	9.0	15.0
星敏线路盒	－40～＋50	17.2	24.5	27.9	23.0	25.0
帆板驱动线路盒	－10～＋45	3.6	13.1	17.2	13.2	14.6
电源控制器	－10～＋45	17.8	22.7	24.9	8.7	11.9
中继测控单元	－15～＋50	－0.8	10.2	19.1	8.7	10.9
中断功放	－15～＋50	－1.6	5.9	18.3	6.0	9.0

续表

设备名称	工作温度/℃	低温工况/℃	高温工况/℃		在轨温度/℃	
			min	max	min	max
星务中心计算机	−10～+45	2.4	12.5	15.7	12.9	14.9
数传控制单元	−10～+45	1.6	12.2	15.5	11.3	13.9
X 波段固态放大器	−10～+45	−4.7	4.2	10.9	3.4	13.9
2 m/8 m 相机二次电源	−10～+45	−1.2	7.0	14.8	4.3	10.7
2 m/8 m 相机视频处理器	−10～+45	−1.8	4.5	13.2	0.2	4.7
16 m 相机视频处理器	−10～+45	0.7	11.7	17.8	8.0	10.0

（6）在轨运行情况

高分一号卫星入轨后，运行稳定，热控分系统实现了降低复杂恶劣空间热环境对航天器的影响，保证了航天器上各种仪器设备和有效载荷正常工作所必须的温度条件。设备的工作温度要求满足总体指标要求，并有足够余量；一般电子设备温度值在轨飞行结果与模型预示之间的最大相对误差在 20%之内，满足国军标 GJB2703A−2006“航天器热控系统通用规范”中对热不确定余量的要求。建模手段和模型修正技术成熟后，在后续型号中，可考虑通过热系统建模后分析数值，直接预测卫星的在轨温度曲线，而无须进行热平衡试验。

第 10 章　卫星成本估算

10.1　卫星成本的构成

在本书第 4 章中已说明技术功能、研制经费（由成本决定）、研制周期、技术风险为卫星设计要求的四个要点。这就是说，在卫星设计中，必须把成本作为与技术功能、研制进度、技术风险同等重要的因素看待。为此，在第 5 章到第 9 章就如何实现卫星的技术功能和减小技术风险要求的几个重点问题论述后，本章对如何估算卫星成本作一讨论。

10.1.1　卫星成本估算的重要性

卫星成本估算虽然主要是由卫星研制管理部门的经费分析人员（经济师）负责进行，但这并不意味卫星设计师只需考虑技术问题、而对经费弃置不顾。事实上，技术与经济是一对矛盾的统一体。只考虑技术先进、性能优越，往往会导致研制费用过高、研制周期增长、经济效益不理想等问题。因此，正确的认识和处理好技术与经济的关系，掌握必要的成本知识和估算成本的方法，在设计中会分析各影响成本的因素并能针对薄弱环节提出改进措施，从提高产品功能和性能、降低产品成本这两个方面同时努力，最大限度地提高产品价值，对卫星设计师来讲决不是可有可无的事情，而是他们设计水平和业务素质高低的一种表现。

卫星成本估算贯穿于整个设计过程。如本书第 3 章所述，在卫

星外部设计程序与卫星概念性设计程序交接处，有一个提出和接收卫星初步设计任务书的工作项目；在卫星可行方案设计程序和卫星总体方案设计程序交接处，也有一个提出和接收卫星正式设计任务书的工作项目；对卫星的各个分系统也有一个提出和接收设计任务书的工作项目。卫星及其各分系统的设计任务书，不论是初步的还是正式的，都要规定应达到的技术指标和经济指标等方面的具体要求。因此，在任务书的提出过程中必然要进行成本估算和协调经费与技术性能之间的关系，以使任务提出方能了解所需的投资是否在预计的限额和强度之内，决定是否投资进行研制。而在任务书的接收过程中需要估算和验证任务书规定的技术、经济指标的协调性和合理性，论证在给定的经费和工期等约束条件下能否设计并制造出满足任务书规定各项技术指标的产品。再者，现今确定卫星产品研制单位正逐步引入和实行竞争机制，面向各有能力承接卫星产品研制任务的单位，通过招标和投标，实行择优录取的新方式。在这种情况下，设计任务书往往只规定应达到的技术指标，而不给出经费指标。这时，卫星设计师就要结合研制单位的实际情况和可利用的外部条件，在制定出可行方案的同时，配合管理人员提出成本与工期的合理估算。这对能否夺标被选为研制单位有很大影响，特别在注重经济性的场合尤显重要。当完成设计任务时，研制单位应能就设计任务提出方十分关注的经费和工期，给以比较确切的回答。

从上述讨论可见，成本估算在卫星各设计阶段都占有重要地位，对卫星设计有重要影响。卫星设计师应重视经费问题，尽力得到一个经费低、工期短又能很好地满足设计任务书规定技术指标的卫星。为了论述简便起见，下面仅讨论整星的成本估算问题。

10.1.2 成本分析的基本概念

为了进行卫星成本估算和分析，需要选择成本估算用的经费单

位、明确成本的构成和资金的现时价值。

（1）成本估算用的经费单位

选择经费单位估算卫星成本，为的是使成本估算有一个统一的计算基准。常用的经费单位是（人民币）元、美元等货币单位或工时费用等表示的成本因子。由于卫星研制周期较长，而货币的价值总是处于变动状态，用货币计算的工资和物价也在变动，而币值变动与工资、物价变动之间的关系复杂，是随机或灰色函数，很难得出某种普遍适用的关系式。因此，选择货币单位估算成本时，一般应指明是按哪一年的币值进行估算的。同样，选择成本因子估算经费时，也应指明是按哪一年的不变价格作标准的。如果需要知道成本的当期值，应对上面提到的基期值进行修正

$$\text{当期成本} = \text{基期成本} \times \text{价格指数} \tag{10-1}$$

式中　当期成本——按当期币值计算的成本；

基期成本——按所选定年份的币值计算的成本；

价格指数——当期价格与基期价格的比值。

价格指数（也称物价指数）是从宏观经济角度观察，上千种商品和劳动的当期价格与基期价格的比值，可近似地反映通货（货币）的涨落情况。

（2）卫星成本的构成

一个型号卫星，从社会经济需求、开始酝酿，要经过论证、研究、设计、试验验证、试制、生产、发射、在空间轨道上运行等一系列的过程，必要时还需对工作寿命结束或已报废的卫星进行处置，对返回式卫星还有一个从空间轨道向地面返回的过程。广义而言，在上述过程中所耗费的研究、设计和发展、试验及评价费用、生产费用、使用和保障费用以及最后的废弃或回收费用均为卫星全寿命期成本的构成因素。考虑到卫星是在空间轨道上交货，发射入轨后的运行管理由使用单位或地面测控单位负责进行，发射入轨后

的卫星一般也不可能进行维修，加上卫星一般没有大批量生产问题，也很少有为一种卫星建造专业的生产工厂和专用地面试验设备等情况。因此，卫星成本构成，从费用发生的阶段来讲可以分为开发阶段成本和生产阶段成本。致于卫星运行和废弃等费用，为简单起见，可不一定列入

$$\text{卫星成本}=\text{开发成本}+\text{生产成本} \tag{10-2}$$

式中 开发成本——研究、设计和发展费用，为从开始研发直到能生产第一颗正样卫星（即可用于发射的合格卫星）的全部费用；

生产成本——按设计资料生产正样卫星的全部费用。

开发成本不随卫星的生产数量变化。生产成本应考虑到随生产数量增加会使成本降低，一般采用“认识曲线”来计算生产效率提高和成本下降的程度。例如，某种卫星（相同技术状态）需发射 N（$N>1$）颗，则 N 颗卫星的总生产成本为

$$\text{总生产成本}=\text{第一颗正样星生产成本}\times L \tag{10-3}$$

式中

$$L=N^{B} \tag{10-4}$$

$$B=\frac{1-\ln\ (100\%/S)}{\ln 2} \tag{10-5}$$

L 是认识曲线系数。S 是认识曲线的百分比斜率，表示生产数量加倍时，平均单颗卫星生产成本降低的百分数。S 随生产数量增加缓慢下降。一般而言，在 $2\leqslant N<10$ 时，可取 $S=95\%$；在 $10\leqslant N<15$ 时，可取 $S=90\%$；在 $N>50$ 时，可取 $S=85\%$。例如，取 $S=95\%$，记第一颗正样卫星的生产成本为 1 个成本单位，那么，生产2 颗正样卫星的平均单颗成本就为 0.95 个成本单位、总生产成本就为 1.9 个成本单位，生产 4 颗正样卫星的平均单颗成本就为 $(0.95)^2\approx 0.90$ 个成本单位、总生产成本就为 3.61 个成本单位。

各阶段卫星成本按费用类型可分为硬件成本、软件成本和杂项成本。其中：硬件成本按系统组成分解到各分系统、各子系统、各

部件甚至零件（视设计工作深入情况而定）以及专用的地面设备；软件成本包括飞行软件和地面测试软件成本；杂项成本（又称计划水平成本）包括计划管理、系统工程、产品保障和系统测试等费用，反映了卫星研制单位的设计和计划水平。在采用成本因子估算成本时，应按项目、任务、阶段、人员等不同情况分别列出。例如：按项目可分为劳动工时、培训、运输、包装、资料、编程、备件等不同的成本因子。在劳动工时中又可按阶段分为设计、试验、生产等不同的成本因子，在设计中还可按任务分为电气设计、机械设计或总体设计、分系统设计、子系统设计等不同的成本因子，在总体设计中还可按人员类别分为总设计师、主任设计师、主管设计师、设计师等不同的成本因子。在计算成本时，还要分清哪些项目是国内研制的，哪些项目由国外引进或购买的，并相应选用不同的货币单位。

（3）资金的现时价值

对卫星设计师来讲，不仅要会估算研制一种卫星所需的总成本，而且要会提出成本随时间的合理分配。前者涉及研制卫星所需的投资总额，后者关系到研制卫星所需的投资强度。作为卫星研制单位，研制经费是一次性到位还是分阶段取得，在分阶段取得时资金分布情况如何，对卫星的研制进程都有重大影响。假如资金到位速度过慢，则可能会导致产生费用风险，影响研制工作的正常进行。而作为卫星的任务提出方（投资方），是一次性拨款还是分阶段拨款，在分阶段拨款时投资强度怎样，又直接关系到投资方的经济利益，如资金投放速度过快，则可能会出现资金的现时价值损失。

资金的现时价值是进行卫星经济性分析时必须注意的一个因素。因为，资金具有时间价值。资金的时间价值在于它可以存入银行生息或用于其他投资项目产生利润而增值。在贴现（即扣除银行

利息）情况下，卫星研制费用的现时价值可用下面的公式计算

$$Z_x = \sum_{i=1}^{m} \frac{Z_{oi}}{(1+l_i)^{i-1}} \tag{10-6}$$

式中 i——年份（从开始拨款进行研制算起）；

l_i——随年数（$i-1$）变动的银行利率；

m——研制周期，年；

Z_{oi}——第 i 年所需的拨款额（假定在每计划年度的年初，一次性拨给）；

Z_x——计及贴现率后，在第一年年初一次性拨给的总金额，即卫星的现时价值。

Z_x 综合了投资总额 $Z_o\left(\sum_{i=1}^{m} Z_{oi}\right)$ 和投资强度 $Z_{oi}(i=1,2,\cdots,m)$ 两个因素，既考虑到资金在静态条件下的可比性，又考虑了资金在动态条件下的变化。因此，在判断卫星各方案的经济性时，不仅要比较它们所需的投资总额，而且要比较它们的现时价值。

估算得出的卫星成本和成本资金分时段调拨，给出了研制卫星所需的投资总额和投资强度以及相应的现时价值。成本的估算和资金的分时段调拨，应该既满足研制卫星的需求，又能为投资方接受，兼顾研制单位和投资方两者的经济利益。一般来讲，卫星开发阶段资金投入（或到位）情况，至该阶段中点应达到该阶段所需资金总额的 50%～60%为宜；卫星生产阶段所需的资金应从开发阶段中期就开始投入（或到位），以便尽早进行生产准备工作，实现从开发到生产的平稳过渡。

10.2 卫星成本估算方法

在卫星的设计过程中，由于可变因素和未知因素多，难以直接和准确地给出所需的研制成本。为了估算在研卫星的成本，一般要

选取已研制成功的同类卫星或其组成项目作参照体，以它们的经费和经费分类为基础，采用各种不同的成本估算方法进行计算，在计算中根据在研卫星与参照体之间的差异对计算值作必要的修正。

10.2.1　成本估算参照体的选择

用于在研卫星成本估算的参照体，应按下列几条基本原则进行选择：

（1）参照体与在研卫星或其组成项目应是同类或相似的。如果参照体与在研卫星或其组成项目不属相同类型或无相似可言，即两者之间存在本质上的差异，选择该参照体就失去了参考和比照作用。

（2）参照体应是有成本统计资料的。参照体用于进行成本估算和分析，如果参照体没有准确的成本统计资料，即使它满足条件(1)，对成本估算的意义也不大。

（3）参照体的成本数据库应充分并最好是有成本模型的。满足条件（1）和（2）的参照体，如果已通过整理或分析建立了相关的成本模型，例如成本与特性参数之间的关系或有关成本因子的项目和数据，可以显著地减小成本估算的工作量。

10.2.2　成本估算公式

可以采用不同的方法估算卫星成本。下面仅就参数法和工程法这两种常用的方法进行讨论。

（1）参数法

参数法利用参照体成本数据库建立的成本随卫星特性参数变化的关系式来估算成本。这种方法简单方便，并能迅速估计特征参数变化对成本的影响。

影响卫星成本的因素较多。不同的分系统，决定其成本的关键

参数不一定相同。在研制过程中的开发阶段和生产阶段，成本随关键参数的变化规律也有差异。因此，卫星成本随特性参数的变化关系式一般不是对整个卫星建立，而是对各分系统、专用地面设备和计划水平等大的成本项目分别给出。表10－1和表10－2分别列出了国外对遥感和通信卫星给出的开发阶段和生产阶段有关硬件的各大成本项目及其关键成本参数和成本估算关系式的类型，供卫星设计师参考。其中，生产阶段成本是针对生产第一颗正样卫星而言的，对小批量情况在计算生产总成本时要考虑认识曲线的影响。至于软件的成本只涉及开发阶段，其项目分为飞行软件和地面测试软件，成本随编程行数的多少和所采用的编程语言的不同而异。

表10－1　遥感和通信卫星开发阶段有关硬件的各大成本项目及其成本估算关系式类型

成本项目数		关键参数	成本关系式类型
有效载荷	红外遥感器	孔径	幂函数（方次为正数，下同）
	可见光遥感器	孔径	幂函数
	通信天线	质量	幂函数
	通信电子设备	质量	幂函数
卫星平台	整个平台	干重	线性函数
	结构/热控	质量	常数＋幂函数
	遥测、遥控、跟踪	质量	线性函数
	姿态测量	干重	幂函数
	姿态控制	干重	线性函数
	电源	质量×初始功率	常数＋幂函数
远地点发动机		总冲	线性函数（自动稳定情况） 常数项为零的线性函数 （三轴稳定情况）
专用地面设备		开发阶段＋生产阶段（第一颗正样星）卫星硬件成本	常数项为零的线性函数
计划水平		开发阶段卫星硬件成本	常数项为零的线性函数

表 10－2　遥感和通信卫星生产阶段有关硬件的各大成本项目及其成本估算关系式类型

成本项目数		关键参数	成本关系式类型
有效载荷	红外遥感器	孔径	幂函数（方次为正数，下同）
	可见光遥感器	孔径	幂函数
	通信天线	质量	常数＋幂函数
	通信电子设备	质量	常数项为零的线性函数
卫星平台	整个平台	干　重	幂函数
	结构/热控	质量	幂函数
	遥测、遥控、跟踪	质量	常数＋幂函数
	姿态测量	质量	幂函数
	姿态控制	质量	常数＋幂函数
	电源	质量×初始功率	幂函数
远地点发动机		干　重 总　冲	幂函数（自旋稳定情况） 常数项为零的线性集数 （三轴稳定情况）
与发射和轨道检验有关的计划和操作		卫星总重	线性函数（有远地点发动机） 常数项为零的线性函数 （无远地点发动机）
计划水平		生产阶段卫星硬件成本	常数项为零的线性函数

为了用参数法估算卫星成本，需要有数量足够多的参照体及其成本数据，以便能通过相关性分析（或关联度分析）找出对各项目成本起决定作用的关键参数。而后还要借助回归分析法或其他拟合方法，求得成本关系式。有关这方面的讨论将在本章第三节进行。

假定已建立了卫星各成本项目在研制过程不同阶段的成本关系式，并相应求得了卫星各项目成本的关键参数值。那么，卫星成本可按下式计算

$$C_0 = b\sum_{j=1}^{2}\sum_{k=1}^{m_j}[g_j f_{jk} F_{jk}(X_{jk})] \tag{10-7}$$

式中 C_0——卫星成本；

b——不可预见费用因子，为考虑不可预见因素造成费用增加的系数，对卫星一般可取 1.2 左右；

j——研制阶段顺序号，$j=1$ 为开发阶段，$j=2$ 为生产阶段；

g_j——与卫星颗数 N 相关的系数，$g_1=1$，$g_2=L$，L 的计算见式（10－4）；

k——成本项目顺序号；

m_j——第 j 阶段的成本项目数；

F_{jk}——第 j 阶段第 k 个成本项目的修正因子；

F_{jk}（X_{jk}）——第一颗正样卫星第 j 阶段第 k 个项目的成本关系式（成本函数）；

X_{jk}——第 j 阶段第 k 个项目成本的关键参数。

修正因子 f_{jk} 用于对所属项目按成本关系式计算得到的成本值进行修正。关于修正因子留待下面讨论。

参数法一般直接采用货币单位进行计算。这种方法不涉及卫星的细节，故特别适用于在卫星设计前期（大体上到卫星总体方案设计程序止）进行成本估算。这种方法利用了根据参照体数据拟合而得到的成本关系式。因此，卫星各关键参数值会位于或仅稍偏离参照体相应参数的取值范围，偏离取值范围太大时，成本估算可能严重失真。

（2）工程法

工程法又称自下而上的统计法。自下而上统计以自上而下分解为基础。该法需要把卫星本身及其专用地面设备的研制工作，按层次向下分解到便于计划和控制的工作包一级。在估其成本时，首先对每个工作包的有关项目确定其成本，并累计得到该工作包的成本；然后将各工作包的费用汇总到所属上一层次工作单元中，再加上该层次的组装、试验、管理等其他费用，就得到该层次工作单元

的总费用；依次类推，并考虑小批量生产时生产成本会下降的因素，最终可求得卫星的总成本。为表达简单起见，假定卫星星体及其专用地面设备均只作三级分解，第一级为卫星星体及其专用设备，第二级为分系统或分设备，第三级为子系统或子设备，则工程法计算卫星成本的公式可写成如下形式

$$C_0 = C_{\alpha w} + C_{\alpha d} \tag{10-8}$$

式中　C_0——卫星成本；

$C_{\alpha w}$——卫星星体的成本；

$C_{\alpha d}$——专用地面设备的成本。

$C_{\alpha w}$，$C_{\alpha d}$分别按下列公式计算

$$C_{\alpha w} = b_w\left[C_{qw} + \sum_{j=1}^{m_w}\left(C_{jqw} + \sum_{k=1}^{m_{jw}} C_{jkw}\right)\right] \tag{10-9}$$

$$C_{\alpha d} = b_d\left[C_{qd} + \sum_{j=1}^{m_d}\left(C_{jqd} + \sum_{k=1}^{m_{jd}} C_{jkd}\right)\right] \tag{10-10}$$

式中　b——不可预见费用因子；

C_q——第一级工作单元的其他费用；

m——第二级工作单元数；

C_{jq}——第二级第 j 个工作单元的其他费用；

m_j——第二级第 j 个工作单元所包含的工作包（第三级工作单元）数；

C_{jk}——第二级第 j 个工作单元中第 k 个工作包的费用。

下标 w，d——分别代表卫星星体和专用地面设备。

表 10-3 示例性列出某通信卫星星体成本估算的工作单元。

表 10-3 某通信卫星星体成本估算工作单元

分系统级	子系统级
结构分系统	面板，隔板，中心承力筒，发动机支架，太阳能电池帆板基板，总装直属件
热控分系统	控温仪，隔热层，热管，加热器，OSR 片
控制分系统	太阳敏感器，陀螺，地球敏感器，控制线路盒，控制计算机，动量轮，太阳能电池帆板驱动装置
推进分系统	变轨发动机，推力器，加注排出阀，贮箱，气瓶，自销阀，电爆阀，减压器，压力传感器
电源与供配电分系统	太阳能电池阵，蓄电池，控制器，二次电源，配电器，电缆网
测控分系统	应答机，遥测、遥控、测控放大器，静噪电路
通信转发器	接收机，功率分配，合成器，输入滤波器，功率放大器，输出滤波器，耦合器，切换开关，振荡器，倍频器
天线分系统	定向通信天线，遥测天线，遥控天线

式（10-9）和式（10-10）右端各项成本 C（忽略下标）可以按在研卫星的实际情况自行估算，也可以与相应参照体对比确定。在采用后面一种方法时，应根据在研卫星与参照体之间的差异，对相应参照体的成本 C_r 进行一定修正，即

$$C = fC_r \tag{10-11}$$

式中 f——成本修正因子。

用工程法计算各项成本时，一般采用各成本因子（如人员工时费，单位质量材料费）乘以相应的工程量（如总人·时，总质量）后累加求出计划成本。如果对各成本项目有相应参照体的实际费用可供利用，可以节省不少计算工作量。

与参数法相比，工程法的各成本项目可以只与某一个参照体相比照，这是它的优点。但是，工程法需要有关卫星的设计工作已达到可分成若干个工作单元、工作包来分别计算其成本的程度。因此，它只适用于卫星设计后期（大体上从卫星总体方案设计程序末开始）进行成本估算，且计算工作量较大。

10.2.3　成本修正因子

不论参数法还是工程法估算卫星成本，在借用参照体的成本数据时，尽管参照体与在研卫星相应项目是类同或相似的，但两者之间仍可能存在若干方面的差异。因此，必须引入成本修正因子 f 对参照体的成本进行修正，才能得到该项目成本的估算值。

按在研卫星成本项目与其参照体之间在规模和工作量、技术状态、技术基础、质量和可靠性要求、研制队伍水平之间的差异，可以把 f 分成 5 个方面的修正因子

$$f = f_1 \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot f_5 \tag{10-12}$$

式中　f_1——规模因子；

f_2——技术状态因子；

f_3——技术基础因子；

f_4——质量因子；

f_5——队伍因子。

（1）规模因子 f_1

一般来讲，项目的成本随规模增大而增加。这点从表 10-1 和表 10-2 给出的成本关系式类型可以明显看出。由于参数法已考虑了成本项目的规模，因此，在使用该法时 f_1 取为 1。

（2）技术状态因子 f_2

这是由在研卫星成本项目与参照体之间技术状态不完全相同而引入的成本修正因子。例如，远地点发动机的推力室压力不同，其

开发和制造阶段的成本就有差异。一般而言，两者技术状态愈接近，f_2 愈接近 1；两者技术状态差别愈大，f_2 与 1 的偏离增大。

（3）技术基础因子 f_3

这是由在研卫星成本项目与参照体之间所采用的技术成熟程度不同而引入的成本修正因子。一般来讲，在满足卫星设计任务书要求的条件下，采用成熟技术或待成熟技术可以降低研制成本，而采用新技术或要经过攻关才能突破的技术会使研制费用增加。所用技术的成熟与否，又取决于研制单位对该技术的掌握程度，或者说取决于对该技术的继承性。因此，f_3 又可称技术继承性系数。表 10－4 列出国外有关卫星分系统在开发阶段的技术继承性系数的取值情况。对同一项目，开发阶段与生产阶段的 f_3 取值可以不同。

表 10－4　卫星分系统开发阶段的技术继承性系数

技术继承性	f_3
采用先进技术的新设计	＞1.1
标准新设计	1.0
在现有设计基础上作重大修改	0.7～0.9
在现有设计基础上作适当修改	0.4～0.6
基本上采用现有的成熟技术	0.1～0.3

（4）品质因子 f_4

这是由在研卫星成本项目与参照体在品质和可靠性方面的要求不同而引入的成本修正因子。一般而言，在研卫星项目的品质和可靠性要求比参照体高，$f_4>1$；反之，$f_4<1$。

（5）队伍因子 f_5

这是由承担卫星研制单位或人员的水平、经验等差异而引入的成本修正因子。一般而言，研制队伍水平较高、经验丰富，对成本的估算就比较符合实际，可取 $f_5\approx1$；反之，研制队伍组成较新、经验不足，对成本的估算误差就较大，应视估算是过于保守还是偏

于乐观，分别取 f_5 为小于或大于 1 的某个数值。

成本修正系数的选取往往带有估算人员判断的主观因素，为减少这种主观随意性，应听取多方面专家的意见。除了在设计过程中任务要求有可能发生变化、特性参数估计不准确（质量指标往往会超过预计值就是一个典型示例）以及成本函数的近似性外，成本修正系数选取的主观性也是引起成本估算不确定性的一个重要因素。

10.3　卫星成本数据的回归分析

10.3.1　回归分析

在用参数法估计卫星成本时，需要对开发阶段和生产阶段中各大成本项目利用参照体的有关数据建立成本关系式。成本关系式描述各项目成本随影响成本的关键因素的变化规律。因此，建立成本关系式的首要问题是选择关键因素。成本关键因素一般通过定性分析与定量分析相结合的方法加以选定。其中，定性分析指依靠成本分析人员对本项目的熟悉、了解，从影响该项目成本的各因素中，分析选择一些能定量描述且可收集到若干个参照体数据的因素。定量分析是对定性分析得到的各因素进行相关性或关联性计算。例如，借助参照体的数据计算出成本与各影响因素的相关系数，从中选择出那些与成本相关程度高的因素作为关键因素。在选择关键因素时，应注意对那些与成本相关程度高而相互之间相关程度又高的因子，只保留其中与成本相关系数最大者，而将其余的略去不计，因为它们对成本的影响可以由保留的那个因素反映。为便于数据拟合起见，各项目成本的关键因素应尽可能少，如只有 1 个则最为简便，如这个关键因素能借助于其他途径予以确定，则会使分析工作量大为减少。考虑到同一类卫星不论

是国内研制还是国外研制，虽然会因研制环境和条件的不同，使各项目成本有所差异，但就其基础科学技术而言，本质上又是相同或相近的。因此，同一类卫星项目，其成本的关键因素可以认为基本相同，成本函数的类型也可以认为基本一致。这就是说、一般可以借用如表10－1和表10－2给出的关键参数和成本函数类型来建立卫星有关硬件项目的成本关系式。这样，就把问题转化成一元线性回归方程或一元曲线（非线性）回归方程的确定。在回归分析中，一般把自变量视为确定变量，把因素量当做随机变量。

10.3.2 成本的一元线性回归

设所讨论的卫星项目的成本为 C，并假定它服从正态分布；并设关键因素为 X，则需要通过项目参照体的 n 组数据（样本）

$$(C_1, X_1), (C_2, X_2), \cdots, (C_n, X_n)$$

求出 C 和 X 这两个变量之间的经验关系式。如果在散点图上显示出各数据点（C_i、X_i，$i = 1, 2, \cdots, n$）在某条直线的附近，那么就可以认为项目成本与关键因素之间的关系近似为线性关系，即可写成

$$\hat{C} = a + bX \tag{10-13}$$

式中 $\hat{C}$ 为随机变量 C 在 X 上的平均取值，即 C 的数学期望。

用线性函数 $a + bX$ 来估算成本 C 的数学期望的问题，称为成本的一元线性回归问题。式（10－13）称为成本 C 对关键因素 X 的线性回归方程。

式（10－13）中的常数 a 和系数 b 可以按最小二乘原则求出

$$a = \overline{C} - b\overline{X} \tag{10-14}$$

$$b = \frac{\sum_{i=1}^{n}(X_i - \overline{X})(C_i - \overline{C})}{\sum_{i=1}^{n}(X_i - \overline{X})^2} \tag{10-15}$$

式中 $\overline{X}$——样本 X_i（i=1，2，…，n）的平均值；

$\overline{C}$——样本 C_i（$i=1$，2，…，n）的平均值。

$$\overline{X}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}X_i \tag{10-16}$$

$$\overline{C}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}C_i \tag{10-17}$$

求出了经验关系式（10－13）后，还应检验 C 与 X 近似线性相关这一假定的合理性和确定用该式估算成本的精度。

记 r 为 C 和 X 两个变量的相关系数

$$r=\frac{\sum_{i=1}^{n}(X_i-\overline{X})(C_i-\overline{C})}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n}(X_i-\overline{X})^2}\sqrt{\sum_{i=1}^{n}(C_i-\overline{C})^2}} \tag{10-18}$$

相关系数 r 的取值范围为［－1，1），即 $|r|\leqslant 1$。$|r|$ 越接近于 0，X 与 C 线性相关的程度越小；反之，$|r|$ 越接近于 1，X 与 C 线性相关的程度越大；在 $|r|=1$ 时，X 和 C 存在确定的线性关系。据此，对 r 进行检验就可以判别 X 和 C 线性相关的关系是否显著或回归效果是否显著。当按式（10－18）计算得到的 $|r|$ 大于某个临界值 r_a 时，就可认为回归效果显著，否则，线性相关程度就差，用式（10－13）来估算成本就没有价值。

临界相关系数 r_a 的值取决于检验水平 a（即把实际存在的线性关系误判为不存在线性相关的概率）和样本容量 n，可由表 10－5 查得。

表 10－5　相关系数临界值 r_a 的数据表

$n-2$ \ a	0.10	0.05	0.02	0.01	0.001
1	0.987 7	0.996 9	0.999 5	0.999 9	0.999 999
2	0.900 0	0.950 0	0.980 0	0.990 0	0.999 0
3	0.805 4	0.878 3	0.934 3	0.958 7	0.991 2
4	0.729 3	0.811 4	0.882 2	0.917 2	0.974 1
5	0.669 4	0.754 5	0.832 9	0.874 5	0.950 7

续表

$n-2$ \ a	0.10	0.05	0.02	0.01	0.001
6	0.621 5	0.706 7	0.788 7	0.834 3	0.924 9
7	0.582 2	0.666 4	0.749 8	0.797 7	0.898 2
8	0.549 4	0.631 9	0.715 5	0.764 6	0.872 1
9	0.521 4	0.602 1	0.685 1	0.734 8	0.847 1
10	0.497 3	0.576 0	0.628 1	0.707 9	0.823 3
15	0.412 4	0.552 9	0.633 9	0.683 5	0.801 0
20	0.359 8	0.422 7	0.492 1	0.536 8	0.652 4
30	0.296 0	0.249 4	0.409 3	0.448 7	0.554 1
40	0.257 3	0.304 4	0.357 8	0.393 2	0.489 6
50	0.230 6	0.273 2	0.321 8	0.354 1	0.443 3

记 Q 为 C_i 与回归直线上点 X_t 的纵坐标 $\hat{C}_r$ 之差的平方和

$$Q = \sum_{i=1}^{n} [C_i - (a + bX_i)]^2 \tag{9-19}$$

Q 又称剩余平方和。它反映了除去因素 X 对 C 线性影响之外的其他因素（包括 X 对 C 的非线性影响及数据误差等）对 C_1，C_2，…，C_n 的分散作用。

当关键因素 X 的取值离 $\overline{X}$ 不太远、且样本数 n 较大时，则据式（10-13）计算得到的成本 C 的精度 σ 等于

$$\sigma = \sqrt{Q/(n-2)} \tag{10-20}$$

按假定，成本 C 为正态分布的随机变量。这样，在关键因素取 X 值时，成本 C 的置信度为 0.955 的置信区间为

$$(a + bX - 2\sigma, a + bX + 2\sigma) \tag{10-21}$$

成本 C 的置信度为 0.997 的置信区间为

$$(a + bX - 3\sigma, a + bX + 3\sigma) \tag{10-22}$$

10.3.2 成本的一元曲线回归

如表 10-1 和表 10-2 所示，在卫星各大成本项目中，成本与

其关键因素的关系不全是线性的，还存在幂函数形式的非线性关系。通过坐标原点的移动，可以把存在幂函数形式的非线性关系统一写成如下形式

$$\hat{C} = aX^b \tag{10-23}$$

将式（10－23）两边取对数，得

$$\ln\hat{C} = \ln a + b\ln X \tag{10-24}$$

这样，就把 X 和 C 之间的幂函数关系转换为 $\ln X$ 和 $\ln C$ 之间的线性关系。然后，再按一元线性回归方法求出 $\ln a$ 和 b 的值。

应指出的是，经过对数转换后，采用最小二乘法估算参数，实际上并不是使 C_i（$i=1$，2，…，n）与回归曲线之间的离差平方和取值最小，而只是使它们之间比值的对数 $\ln(C_i/aX_i^b)$ 的平方和取值最小。因此，这种方法并未严格遵守最小二乘法的原则，即不满足 $\sum_{i=1}^{n}(C_i - aX_i^b)^2$ 达到最小的原则。但它简单易行，只要曲线类型选择得当，运用这种方法求得的关系式仍可用来估算成本。

另外，将一元曲线回归转换成一元线性回归后，严格来讲，也不能用一元线性回归的相应方法进行统计检验。但在工程实践中，仍可利用式（10－18）计算出相关系数 r，如 $|r|$ 越接近于 1，则认为所配置的曲线效果愈好；同样，也可按式（10－19）和式（10－20）求出的 σ，来近似估计成本 C 的计算精度。

第 11 章　卫星设计方案评价

11.1　卫星设计方案评价的标准和步骤

如本书第 5 章所述，实现一种卫星所要求的功能可以有多个设计方案。卫星总体和分系统方案设计都应遵循多方案比较、综合和选优的途径，从中得到一个能获得所需功能和适应外部环境的，并且从性能、投资、研制周期和风险等因素综合评价为最优的设计方案。这就是说，在方案设计时应提出多个方案，然后对它们进行评价，同时对方案的弱点进行调整和优化，在此基础上确定出一个整体优化的方案。本章讨论对卫星方案设计起优选、定向作用的评价问题。

11.1.1　卫星设计方案评价的实质和标准

在卫星方案设计过程中，对卫星设计方案的评价属于事先的评价。评价的对象是方案设计的结果，评价的实质在于揭示研制任务提出方（价值主体）与待评价方案（价值客体）之间的价值关系，即任务提出方的需求与待评价方案满足需求之间的关系。当然，对设计方案评价所揭示的价值关系，只反映对可能后果的认识。换言之，评价的结果只表明待评价方案是否能够使价值主体的需求得到满足、是否适合价值主体的需求并使之意识到这种适合。而通过评价优选出的方案是否真的合理和最佳，最终还必须通过按此方案研制出的卫星经实际使用后才能予以证实。

一般讲来，除了因设计师经验不足或考虑不周使方案存在原则

性错误或明显不合理而不满足需求外，提供评价的方案都可在不同程度上满足任务提出方的需求，即具有对价值主体的有用性（正价值），而其有用性的程度和满足需求的优劣方式就是该方案的相对价值。显然，这种满足需求的程度和优劣方式，只有在不同的待评价方案之间的相对比较中才能予以确定。因此，对待评价方案的评价为相对价值评价。通过这种评价，具体指明各待评价方案可能具有的价值大小，判断各待评价方案功能属性满足需求的不同程度，并针对各待评价方案在技术、经济等方面的不足加以改进和完善。

进行卫星设计方案评价，无疑应以任务提出方的需求为标准，只有同需求进行比较，才能确定待评价方案的价值。而价值主体的某项需求的满足，总是通过待评价方案表现出的与此项需求相对应的某种特定的功能属性达到的。因此，价值主体与待评价方案之间的价值关系，是价值主体需求与待评价方案属性之间的统一，有关评价标准的制定就应在这种统一的基础上建立。换言之，制定评价标准既不能单纯从任务提出方的需求出发，也不能单纯从待评价方案的功能属性出发，而要寻求能满足价值主体需求的那种属性，使需求和属性获得对应和耦合。由此建立起的一个体现价值主体需求和待评价方案属性相关联的评价体系，就成为对待评价方案进行评价和比较的桥梁。

11.1.2　卫星设计方案评价的体系与步骤

评价卫星设计方案需建立一个体现任务提出方需求和待评价方案属性相关联的评价体系。其中，任务提出者的需求并不是指其主观的需求，而应来自对卫星的任务需求以及源于政治影响、经济效果和技术发展等其他方面的考虑；待评价方案的功能属性通常取自卫星研制任务书（设计要求）或方案说明书等设计文件，它们是与评价主体需求直接相关的项目。

如同一般工程项目设计方案评价那样，用于卫星设计方案的评价体系也是一个由目标——分目标——准则——指标（上述这些量统称为评价因素）等组成的递阶层次结构（图 11－1）。该体系的层次多少和复杂程度视卫星设计方案类别、被评价项目的层次地位和评价规模、评价要求等不同而异。作为一个例子，表 11－1 列出了卫星总体方案评价的第一级（层次）因素和第二级因素的关系。在实际评价时，宜根据具体情况对表 11－1 进行选用和增补。

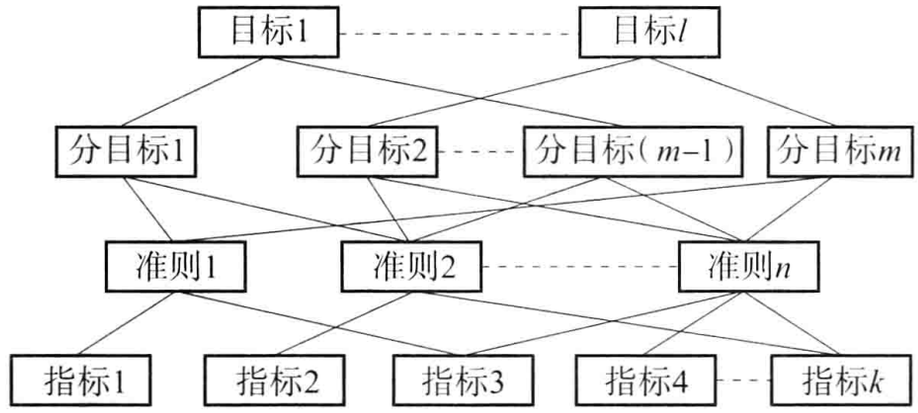


图 11－1　评价体系的层次结构

表 11－1　卫星总体方案评价因素

第一级因素	第二级因素
必要性	政治影响需求 经济发展需求 国防建设需求 技术进步需求
可行性	技术基础 设计、生产经验 工艺水平 国际合作（技术引进）前景
经济性	全寿命成本 社会效益 经济效益
竞争性	功能 性能 研制周期 可靠性 质量保障

续表

第一级因素	第二级因素
风险性	技术风险 投资风险
带动性	带动其他高技术 向其他部门的技术转移
震动性	国际先进水平 发射时机
衔接性	对已有技术的继承性 为下一步发展打基础

对卫星设计方案建立评价体系，是为进行评价确定了一个统一的标准。评价的结论，不论是定性的还是定量的，都应该是具体的、明确的，这样才能为后继的设计工作起到定向作用。定性结论取决于评价者的判断，并有赖于定量分析的支持。在进行定量评价时，首先根据评价体系对各层次（以 i 计）的各评价因素相对于评价目的（优选方案或评定方案好坏）或相对于上层因素的相对重要性给予加权，隶属于第 i 层次某一因素的第（$i+1$）层次的因素权重之和等于 1，最上层($i=1$) 因素的权重之和也等于 1。然后按不同方法求出待评价方案在评价体系表各层元素的加权评价结果以及该方案的总加权评价结果。鉴于在加权和评价中不可避免带有一定的主观性，还应对经过评价优选出的相对最佳的方案进行灵敏度分析，检查它对设计条件或各因素评价结果发生变化的敏感性。上述评价步骤可以用图 11－2 概括描述。

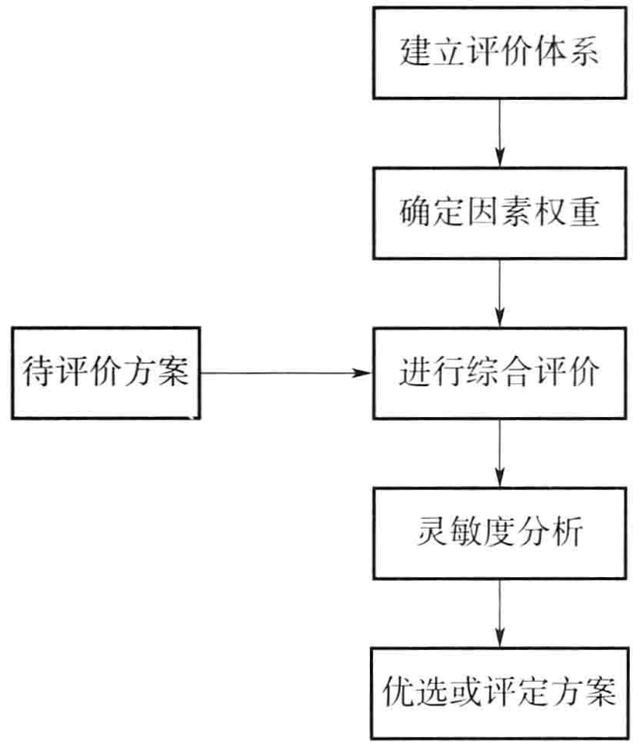


图 11-2 方案评价步骤

11.1.3 专家组评价

专家组评价是一种较常用的卫星设计方案评价方式。这种评价是由评价组织者聘请对卫星富有经验和知识层次高的多名专家共同进行的评价。参与这种评价活动的专家作为代表某一方面的特殊个人，在评价中反映的就不仅仅是他个人的见解，更多的应是他所代表的某一方面的意见。

专家组评价有两种方式：一种是意见调查法（或称函审法），另一种是评审会法。

（1）意见调查法

意见调查法通过有控制的反馈，使所获得的专家评价意见较为可靠。该法在国外又称为德尔菲（Delphi）法。

意见调查法用于卫星设计方案评价的步骤为：

1）选定 10 名左右对卫星设计项目富有经验的专家；

2）规定统一的评价体系和评价标准，以使各位专家有统一的评价尺度；

3）将该项目的设计任务书、各设计方案和其功能属性等资料以及统一的评价体系和评价标准等一并寄给各位专家；

4）各位专家独自填写他们对各方案各评价因素上的意见，包括定性判断和定量评分；

5）在各专家将评价意见填写寄回后，按各评价因素对意见进行归纳整理；

6）将整理好的评价结果再反馈给各位专家，请他们根据这一轮的评价结果，在考虑其他专家的意见后修改自己的意见、再将意见返回；

7）如此反复几次，最后就可综合出一个较为客观的评价。

在上述过程中，专家只承担对各待评价方案在各评价因素上定性等级和定量分值的评定，有关各评价因素权重的取值由评价组织者制定，有关归纳整理、综合计算等具体工作则由评价综合分析人员进行。为了确保评价客观公正，各位专家的姓名是保密的，也不允许把设计部门或上级领导的意见强加给各位专家。这种方式有利于专家排除情面观念、直抒己见，但相互间交流不够充分，评价持续时间也较长。

（2）评审会法

评审会法与意见调查法的最大不同点在于各位专家在填写评价意见前，要开评审会进行认真的集体审议。在集体审议过程中，专家们面对面地发表各自对待评价方案的价值评价，阐述他们作出评价的理由，指出各方案的优缺点和需要改进之处。各位专家通过这种讨论、交流，可以修改原先对方案的认识，在此基础上再填写他们的评价意见。最后，由评审组组长或评审委员会主任委员将各专家的评价意见归纳整理出评审结论交与会专家审定通过。

评审会法的步骤大体如下：

1）组成评审组或评审委员会；

2）规定评价体系和评价标准；

3）将有关评审的材料（评价信息）发给各委员；

4）召开评审会；

5）各委员进行评价；

6）归纳整理和审定通过评审结论。

评审会上涉及的一些综合计算等具体工作可由其他人员承担。

（3）几点说明

做好专家组评价的关键，一是要制定出合理的评价体系和评价标准；二是要向专家提供足够、准确的评价信息。评价信息应包括价值主体（设计任务提出方）和价值客体（待评价方案）两方面的信息。其中，价值主体信息主要是任务需求、投资能力及风险接受水平等，价值客体信息主要有设计方案、设计计算说明书、方案试验报告以及设计方的技术实力等。评价信息不足够、不准确，专家再高明，也难以作出可靠的评价。在评价信息不满足评价要求时，应推迟评价，待评价信息得到补充后再予进行。

专家组评价的优点，一是权威性较高，二是评价结论带有的个人情感因素较少。但专家在评价时，也难免不或多或少地带有一定的主观和偏好。因此，只有在待评价方案评分间的差别不小于10%时，才能认为这两个方案确有明显的差异。

卫星在设计阶段信息不够充分，也还存在一些不确定或不确切的因素。在这种情况下进行设计方案评价，是一项难度较大的工作。一般来讲，通过专家的集思广益是能够对设计方案作出合理的评价的，也能够找到一个为大多数专家认为相对最佳的方案。专家组评价出现个别评价失误的现象，往往是因系统复杂、评价信息不足造成的。

对卫星设计师而言，应高度重视、认真研究专家集体作出的评价意见。当设计方案被通过或被选中为最佳时，切不可认为万事大吉，而应根据专家审议提出的意见对方案的薄弱环节作进一步改进。即使设计方案未被选中为最佳而不被采用，通过设计和评价，卫星设计师也得到了锻炼和明确了前进的方向。

11.2　卫星设计方案的定量评价方法

卫星设计方案的定量评价最终给出的是待评价方案的总加权评价结果或称综合评价结果。如果待评价方案在评价体系最低层因素上的评价结果能根据该因素的量值按一定的标准进行评分表示出来，即能够给出该因素的评分值，那么就可以采用普通评分法或效用函数法等定量评价方法来计算待评价方案的综合评分值。考虑到在卫星设计方案评价因素中，有的难以直接给出它的量值，有的虽可给出但在方案阶段还较粗略，对此情况比较适宜采用如层次分析法那种定量和定性相结合的评价方法。另外，有时对方案评价的结果只要求是一个用好、较好、较差、差等表达的模糊概念，对此就要应用模糊综合评判法。层次分析法和模糊综合评判法已在航天工程中得到应用。下面对普通评分法、层次分析法和模糊综合评判法作简单介绍，为叙述方便又不失一般性，讨论中取评价体系的层次数为 2（$i=2$）。

11.2.1　普通评分法

普通评分法用于优选方案。这种方法根据规定的标准确定各待评价方案在评价体系各评价因素上的分值，再按一定的规则求出各待评价方案的总分，以总分值作为衡量方案优劣的尺度。

(1) 评价因素的权重

评价体系中同层次评价元素的权重，用来描述这些因素相对于所隶属的上层因素或评价目的的相对重要性。

为了客观地给出同层次评价因素的权重，可以利用评价因素重要程度评估矩阵予以确定。

评价因素重要程度评估矩阵是如下形式的 r 阶交叉影响矩阵

	Y_1	Y_2	Y_3	…	Y_r
Y_1	0	$k_{1:2}$	$k_{1:3}$	…	$k_{1:r}$
Y_2	$k_{2:1}$	0	$k_{2:3}$	…	$k_{2:r}$
Y_3	$k_{3:1}$	$k_{3:2}$	0	…	$k_{3:r}$
⋮	⋮	⋮	⋮	…	⋮
Y_r	$k_{r:1}$	$k_{r:2}$	$k_{r:3}$	…	0

式中 $Y_1, Y_2, \cdots, Y_r$—— 待比较的 r 个评价因素；

$k_{i:j}$—— 因素 Y_i 与 $Y_i(i, j = 1, 2, \cdots, r; i \neq j)$ 相比的重要程度。

$k_{i:j}$可按 10 分制在 1～9 中取值。具体规则为：Y_i 与 Y_j 同等重要，$k_{i:j}$和$k_{j,i}$均取 5；Y_i 比 Y_j 稍微重要，$k_{i:j}$取 6，$k_{j:i}$取 4；Y_i 比 Y_j 明显重要，$k_{i,j}$取 7，$k_{j:i}$取 3；Y_i 比 Y_j 强烈重要，$k_{i:j}$取 8，$k_{j:i}$取 2；Y_i 比 Y_j 极端重要，$k_{i:j}$取 9，$k_{j:i}$取 1。即在两因素 Y_i 和 Y_j 相对比时，$k_{i:k}$与$k_{j:i}$的和为 10（$k_{i:j} + k_{j:i} = 10$）。另外，在构造上述交叉影响矩阵时，对角线的值取 0，即因素自身相比不得分。

构造出评估矩阵后，先将该短阵中每一行的数值相加得 K_i（$i = 1, 2, \cdots, r$），再把所有的 K_i 规整化就得到各评价因素的权重 w_i

$$K_i = \sum_{j=1}^{r} k_{i:j} \qquad (i = 1, 2, \cdots, r) \tag{11-1}$$

$$w_i = K_i / \sum_{j=1}^{r} k_j \qquad (i = 1,2,\cdots,r) \tag{11-2}$$

为叙述简便又不失一般性，设评价体系为由两层评价因素组成的层次结构，第一层评价因素记为 F_{1j}（$j=1$，…，m），第二层评价因素记为 F_{2k}（$k=1$，2，…，n）（参见图 11-3）。记按上述方法求出的评价体系第一层评价因素 F_{1j} 相对于评价目的（优选方案）A 的权重为 w_{1j}（$j=1$，2，…，m），第二层评价因素 F_{2k} 相对于第一层评价因素 F_{1j} 的权重为 w_{2jk}（$j=1$，2，…，m；$k=1$，2，…，n），则第二层评价因素 F_{2k}（$k=1$，2，…，n）相对于评价目的 A 的权重 w_{2k}（$k=1$，2，…，n）为

$$w_{2k} = \sum_{j=1}^{m} (w_{1j} w_{2jk}) \qquad (k = 1,2,\cdots,n) \tag{11-3}$$

式（11-3）中，如第二层某评价因素 F_{2k} 不隶属于第一层某评价因素 F_{1j}，则其权重 w_{2jk} 取为 0。

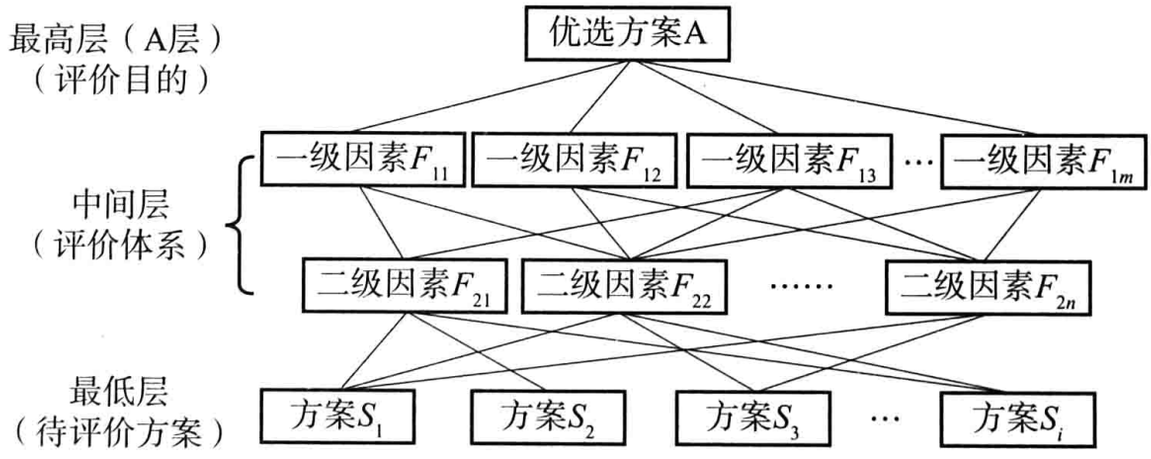


图 11-3　层次分析结构模型

（2）评价因素的评分值

各待评价方案在某评价因素上的评分一般采用 10 分制或 5 分制，其分值按规定的某种“标度”作衡量标准予以确定。标度法有绝对标度法和相对标度法之分。

绝对标度法是按一个给定的标准或级别来进行评分的。若评价

因素是有数值要求的功能属性，则常根据规定的不可接受值、正常要求值和最佳值分别给以 0 分、8 分和 10 分（10 分制）或 0 分、4 分和 5 分（5 分制）。用三点定曲线的办法得出评分曲线或函数，再利用评分曲线求出待评价方案在该评价因素上的得分。若评价因素只有定性要求，即它们反映的是某些功能属性的综合表现，则常将“理想状态”取最高分、“不适用状态”取 0 分，具体评分可参照表 11－2 进行。

表 11－2　定性评分级别

十分制	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
	不适用	问题多	差	较差	可用	基本满意	良	好	很好	超目标	理想
五分制	0		1		2		3		4		5
	不适用		较差		可用		良好		很好		理想

相对标度法事先不规定标准和级别，而是通过各待评价方案相互比较来确定其在评价因素上的分值。这种方法与上面（1）中所述权重的确定类似。

（3）总分值的计算

求出评价体系最低层（第二层）评价因素 F_{2k}（$k=1, 2, \cdots, n$）相对于评价目的 A 的权重 w_{2k} 和各待评价方案在 F_{2k} 上的评分，就可计算各待评价方案的总分。总分的计算可以采用不同的规则，下面具体介绍加权求和规则和乘法规则。

1）加权求和规则

设有 t 个待评价方案 S_i（$i=1, 2, \cdots, t$）、方案 S_i 在评价因素 F_{2k} 上的评分为 P_{ik}，则方案 S_i 按加权求和规则计算的总分值 P_i 为

$$P_i = \sum_{k=1}^{n} (w_{2k} P_{ik}) \qquad (k = 1, 2, \cdots, t) \tag{11-4}$$

按加权求和规则计算总分可综合反映各待评价方案优劣程度和各评价因素重要性的影响，反映出多种评价因素的品质可以“相互

补偿”，即各评价因素的好坏可以相互搭配的观点。任何一个评价因素品质的提高都可以对总分的改善起到作用。从加权求和规则可以看出，为了增大方案的总分值，可以采取改进多个评价因素的品质属性来达到，任一评价因素属性的改进对提高方案的价值都是有意义的。

2）乘法规则

假定评价体系第一层各评价因素所隶属的第二层评价因素所组成的集合互不相交，即任一个第二层评价因素仅隶属于某一个第一层评价因素。在这种情况下，可将各待评价方案 S_i（$i=1$，2，…，t）在第二层次评价因素 F_{2k}（$k=1$，2，…，n）上的评分值 P_{ik} 相乘，得到该方案 S_i 的总分 P_i

$$P_i = \prod_{k=1}^{n} P_{ik} \qquad (i = 1,2,\cdots,t) \tag{11-5}$$

式（11-5）就是按乘法规则计算总分的公式。就方案比较来讲，式（11-5）与表示加权评分相乘式求总分的下式（11-6）等价

$$P'_i = \prod_{k=1}^{n} w_{2k} P_{ik} = \left(\prod_{k=1}^{n} w_{2k}\right)\left(\prod_{k=1}^{n} P_{ik}\right) \quad (i = 1,2,\cdots,t) \tag{11-6}$$

$$P_i = P'_i \Big/ \prod_{k=1}^{n} w_{2k} \quad (i = 1,2,\cdots,t) \tag{11-7}$$

乘法规则体现了各评价因素“不可偏废”的特征，有利于拉开各待评价方案总分的差距，可以突出反映评分低的评价因素的否定作用。例如，某方案的可靠性很差，其评分值很低甚至取 0 分，那么，该方案的总分就很小甚至只有 0 分，该方案就显然不可取。按乘法规则的观点，为提高某待评价方案的总分应尽力同时提高该方案各方面的品质，当其某一方面的品质特差时，该方案被选中的可能性就很小。

除了上面介绍的加权求和规则和乘法规则外，还有将各评价因素评分直接相加求总分（即 $P_i=\sum_{k=1}^{n}P_{ik}$，$i=1$，2，…，t）的加法规则。在对各待评价方案进行选优时，最好同时应用各种规则计算出各方案的总分，按各规则求出的总分高低情况作综合权衡，决定取舍。若某一方案按不同规则求得的总分都最大，在这种情况下就可取该方案为最优方案。

11.2.2 层次分析法

层次分析法是20世纪70年代中期提出、80年代发展起来的一种系统工程中用于对非定量事件做定量分析的简易方法，可用于多方案的比较和选优。

（1）层次分析结构模型和层次排序

应用层次分析法比较和优选卫星设计方案，首先要建立一个包括评价目的（最高层）、评价因素（中间层）和各待评价方案（最低层）等元素组成的层次结构模型，如图11-3所示。该模型实际上就是评价体系的扩展。通过层次结构模型，能清楚地看出评价目的与各评价因素、评价因素与各待评价方案之间的隶属和包含关系，能使分析工作实现条理化、层次化。在建立了层次结构模型后，就可以把卫星设计方案选优的问题转化为中间层对于最高层的相对重要性权值和最低层相对于中间层的相对优劣程度（一般也称权值）的确定，并最终归结为各待评价方案对于评价目的相对优劣次序的排序问题。

在排序计算时，先计算各层次元素相对于上一层次某元素的单排序，即对隶属于上一层次某元素的下一层次各元素，以该上层元素为准则进行相互之间的成对比较判断，并根据1～9标度方法将判断定量化，形成比较判断矩阵。而后通过计算判断矩阵的最大特征值和它的特征向量，求出它们相对于所隶属上一层次元素的相对

重要性或相对优劣度的权值。在各层次元素单排序计算的基础上，从上到下按层次逐步求出各层次元素相对于最高层（评价目的）的综合权值，这种计算称为层次总排序计算。以图 11－3 所示的层次分析结构模型为例，其层次总排序计算从第一级因素层（F_1 层）开始。由于 F_1 层各元素隶属的最高层（A 层）只有一个元素，所以 F_1 层的层次单排序即为层次总排序，或者说 F_1 层各元素的权值就是它们的综合权值。而后依隶属关系，用 F_1 层各元素的综合权值对第二级因素层（F_2 层）各元素的单排序权值进行加权，将所得结果按 F_2 层的元素归类相加，就得到 F_2 层各元素总排序综合权值。最后也依隶属关系，用 F_2 层各元素的综合权值对最低层（S 层）各元素（即各待评价方案）的单排序权值进行加权，将所得结果 S 层的元素归类相加，就求出了 S 层各元素总排序综合权值，即各待选方案相对于评价目的而言的相对优劣程序。

排序计算涉及评价者按某种准则对因素进行成对比较判断和用 1～9 标度方法将判断定量化。由于卫星设计方案评价的问题较复杂，故由评价者比较判断思维过程得到的结果不可能精确，一般只能称作估计。为了检查和保持判断思维的一致性、保证应用层次分析法得到的结论基本合理，需要对层次单排序和层次总排序进行一致性检验。

（2）判断矩阵的构造

判断矩阵 $\boldsymbol{B}$ 表示针对上一层次某元素 U_p，其下一层次中与 U_p 有关的元素（B_1，B_2，…，B_r）之间相对重要性或相对优劣度的比较，一般取如下形式

U_p	B_1	B_2	…	B_r
B_1	b_{11}	b_{12}	…	b_{1r}
B_2	b_{21}	b_{22}	…	b_{2r}
⋮	⋮	⋮	…	⋮
B_r	b_{r1}	b_{r2}	…	b_{rr}

其中，b_{ij}（i，$j=1$，2，…，r）为相对于准则 U_p 而言的元素 B_i 与元素 B_j 相对重要性或相对优劣度之比，按表 11-3 给出的 1～9 标度取值。由此，判断矩阵就将思维判断数量化了。如果相互比较元素的重要性可以用具有实际意义的比值说明，判断矩阵中相应项的值就取这个比值。

表 11-3 判断矩阵标度及其含义

标度	含义
1	表示两因素重要性或优劣度相同
3	表示一因素比另一因素稍重要或稍优越
5	表示一因素比另一因素明显重要或明显优越
7	表示一因素比另一因素强烈重要或显著优越
9	表示一因素比另一因素极端重要或特别优越
2，4，6，8	上述两相邻判断的中值
倒数	因素 B_i 与 B_j 比较得判断 b_{ij}，因素 B_j 与 B_i 比较的判断 b_{ji} 为 b_{ij} 的倒数，即 $b_{ji}=1/b_{ij}$

由于判断矩阵 $\boldsymbol{B}$ 主要根据评价者的判断加以对它取值所作的规定，因此判断矩阵一般不满足完全一致性条件，即不存在下列传递关系

$$b_{ij}=b_{ik}/b_{jk}\quad(i,j,k=1,2,\cdots,r) \tag{11-8}$$

判断矩阵按 1～9 标度方法取值，意味着判断矩阵 $\boldsymbol{B}$ 的阶数 r 一般不应大于 9。自然，r 也不应小于 2，不然就失去比较的含义。即 $2 \leqslant r \leqslant 9$。

（3）判断矩阵的最大特征值及其特征向量

判断矩阵 $\boldsymbol{B}=(b_{ij})$ 为正互反矩阵，即具有如下的性质

$$b_{ij} > 0, b_{ij} = 1/b_{ji} \quad (i,j = 1,2,\cdots,r) \tag{11-9}$$

求出判断矩阵的最大特征根及其相应的特征向量是层次分析法中关键的一步。根据这一步的计算结果，可以进一步求出层次单排序和检验其一致性。

根据矩阵理论，正互反矩阵存在正实数的最大特征根，这个特征根为单根，其余特征根的模均小于它，最大特征根所对应的特征向量的分量均为正数。令判断矩阵 $\boldsymbol{B}$ 的最大特征根为 $\lambda_{\max}$，其相应的特征向量为 $\boldsymbol{w}=(w_1, w_2, \cdots, w_r)^{\mathrm{T}}$，则求判断矩阵最大特征值及其特征向量的问题就是求下列特征方程的解

$$\boldsymbol{B}\boldsymbol{w} = \lambda_{\max}\boldsymbol{w} \tag{11-10}$$

式（11－10）的展开形式为

$$\begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & \cdots & b_{1r} \\ b_{21} & b_{22} & \cdots & b_{2r} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ b_{r1} & b_{r2} & \cdots & b_{rr} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ \vdots \\ w_r \end{bmatrix} = \lambda_{\max} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ \vdots \\ w_r \end{bmatrix} \tag{11-11}$$

方程（11－11）可以采用计算矩阵特征根的幂法在计算机上求出它的具有任意精确度的解。由于判断矩阵本身并不精确，应用层次分析法得到的层次中各元素的排序权值从本质上讲只能表达排序次序这种定性概念。因此工程上常采用方根法或和积法这两种具有足够精度且可在小型计算器上实现的近似求解方法。

1）方根法

方根法又可称为几何平均法。应用方根法计算判断矩阵 B 的最

大特征根及其对应特征向量的步骤如下。

第一步计算判断矩阵每一行元素的乘积

$$M_i = \prod_{j=1}^{r} b_{ij} \quad (i = 1,2,\cdots,r) \tag{11-12}$$

第二步计算 M_i 的 r 次方根

$$W_i = \sqrt[r]{M_i} \quad (i = 1,2,\cdots,r) \tag{11-13}$$

第三步将向量 $\boldsymbol{W} = (W_1, W_2, \cdots, W_r)^{\mathrm{T}}$ 正规化，即计算

$$\overline{W}_i = W_i / \sum_{j=1}^{r} W_i \quad (i = 1,2,\cdots,r) \tag{11-14}$$

这样得到的向量 $\overline{\boldsymbol{W}} = (\overline{W}_1, \overline{W}_2, \cdots, \overline{W}_r)^{\mathrm{T}}$，就是所求的特征向量 $\boldsymbol{w} = (w_1, w_2, \cdots, w_r)^{\mathrm{T}}$，即 $\boldsymbol{w} = \overline{\boldsymbol{W}}$。

第四步按下式计算判断矩阵的最大特征根

$$\lambda_{\max} = \sum_{i=1}^{r} \frac{(\boldsymbol{Bw})_i}{r w_i} \tag{11-15}$$

式中 $(\boldsymbol{Bw})_i$ 表示向量 $\boldsymbol{Bw}$ 的第 i 个元素。

$$(\boldsymbol{Bw})_i = \sum_{j=1}^{r} b_{ij} w_j \tag{11-16}$$

2）和积法

和积法又可称为代数平均法。应用和积法计算判断矩阵 $\boldsymbol{B}$ 的最大特征根及其对应特征向量的步骤如下：

第一步将判断矩阵每一列正规化，即计算

$$\overline{b}_{ij} = b_{ij} / \sum_{k=1} b_{kj} \quad (i,j = 1,2,\cdots,r) \tag{11-17}$$

第二步将每一列经正规化的判断矩阵按行相加，即计算

$$W_i = \sum_{j=1}^{r} \overline{b}_{ij} \quad (i = 1,2,\cdots,r) \tag{11-18}$$

第三步将向量 $\boldsymbol{W} = (W_1, W_2, \cdots, W_r)^{\mathrm{T}}$ 正规化，即按式(11-14)计算 $\overline{W}_i$。这样得到的向量 $\overline{\boldsymbol{W}} = (\overline{W}_1, \overline{W}_2, \cdots, \overline{W}_r)^{\mathrm{T}}$ 就是所求的特征向量 $\boldsymbol{w}$。

第四步按式（11－15）计算判断矩阵的最大特征根 $\boldsymbol{\lambda}_{\max}$。

（4）判断矩阵的一致性检验

根据矩阵理论，当判断矩阵 $\boldsymbol{B}$（为正互反矩阵）为一致性矩阵，即满足关系式（11－8）时，其最大特征根等于它的阶数（即 $\boldsymbol{\lambda}_{\max}=r$），其余的特征根均为零。当 $\boldsymbol{B}$ 不具有完全的一致性，则最大特征根大于它的阶数（即 $\boldsymbol{\lambda}_{\max}>r$），其余的特征根之和等于（$r-\boldsymbol{\lambda}_{\max}$）。当 $\boldsymbol{B}$ 具有满意的一致性时，最大特征根 $\boldsymbol{\lambda}_{\max}$ 稍大于阶数 r，而其余特征根也接近于零。由此，可以用判断矩阵 $\boldsymbol{B}$ 最大特征根以外的其余特征根的负平均值，即用

$$CI=\frac{\boldsymbol{\lambda}_{\max}-r}{r-1} \tag{11-19}$$

作为度量判断矩阵偏离一致性的指标，用来检查评价者判断思维的一致性。

在判断矩阵 $\boldsymbol{B}$ 的阶数 $r=2$ 时，判断矩阵具有完全一致性，即 $CI=0$，当 $r>2$ 时，层次分析法认为，只要 CI 小于表 11－4 给出的指标 $(CI)_d$，即

$$CI<(CI)_d \tag{11-20}$$

判断矩阵就具有满意的一致性。

表 11－4　判断矩阵一致性检验指标

判断矩阵阶数 r	3	4	5	6	7	8	9
一致性检验指标 $(CI)_d$	0.058	0.090	0.112	0.124	0.132	0.141	0.145

如若式（11－20）不成立，则需调整判断矩阵的取值，使调整后的判断矩阵具有满意的一致性。

（5）层次单排序与层次总排序

经一致性检验通过的判断矩阵 $\boldsymbol{B}$ 最大特征值对应的特征向量 $\boldsymbol{w}$（由 $\boldsymbol{W}$ 正规化得出，即其分量之和 $\sum_{i=1}^{r}w_i=1$），就是某一层次中与

其上一层次某元素 U_p 相关各元素（B_1，B_2，…，B_r。）对于该上一层次元素 U_p 相对重要性或相对优劣度的排序权值。这种排序权值称为下一层次元素相对于其上一层次某元素的层次单排序权值。如果把与 U_p 无关联的下一层次元素的权值取作零，则下一层次每个元素都有其相对于上一层次各元素的层次单排序权值，或者说可以把相应的特征向量 $\boldsymbol{w}$（经加上某些零值分量）的维数全认为等于该下一层次的元素数。

求出经上述加零值扩大后的层次单排序权值后，就可以从最高层到最低层逐层次计算出各层次所有元素相对于最高层（评价目的）相对重要性或相对优劣度的排序权值。这种排序权值称为各层次元素相对于最高层的层次总排序权值。若上一层次（U 层）包含 m 个元素 U_1，U_2，…，U_m；其层次总排序的权值分别为 u_1，u_2，…，u_m。而下一层次（V 层）包含 n 个元素 V_1，V_2，…，V_n；它们对于元素 U_j（$j=1$，2，…，m）的层次单排序权值分别为 ω_{1j}，ω_{2j}，…，ω_{nj}（当 V_k 与 U_j 无联系时，$\omega_{kj}=0$）。则 V 层次总排序权值按表 11-5 计算给出。

表 11-5　层次总排序计算表

层次 U / 层次 V	U_1　U_2　…　U_m	V 层次总排序权值
	u_1　u_2　…　u_m	
V_1	w_{11}　w_{12}　…　w_{1m}	$\sum_{j=1}^{m}(u_j w_{1j})$
V_2	w_{21}　w_{22}　…　w_{2m}	$\sum_{j=1}^{m}(u_j w_{2j})$
⋮	⋮　⋮　⋮　⋮	⋮
V_n	w_{n1}　w_{n2}　…　w_{nm}	$\sum_{j=1}^{m}(u_j w_{nj})$

在计算层次总排序的同时，还需从高到低逐层次对总排序进行一致性检验。记 V 层次某些因素（与 U_j 有隶属关系的因素）对于

U_j 单排序的一致性指标（即相应判断矩阵的一致性指标）为 CR，如果

$$\sum_{j=1}^{m}[u_j(CR)_j] < \sum_{j=1}^{m}[u_j(CR)_{dj}] \tag{11-21}$$

则认为层次总排序结果具有满意约一致性，否则需要重新调整判断矩阵的取值。式中的 $(CR)_{dj}$ 可按表 11-4 取值。

11.2.3　模糊综合评判法

模糊综合评判法是 20 世纪 60 年代中期诞生了模糊数学（研究和处理模糊性现象中的数量关系与规律的一门数学分科）后，逐步发展起来的一种适用于存在（或涉及）模糊因素的评价方法。模糊综合评判法既可评价方案的好坏，也可用来比较、优选方案。

如本章第一节所述，卫星设计方案评价体系为由评价因素组成的递阶层次结构，评价体系的每一层包含若干个评价因素。换言之，评定卫星设计方案的优劣需要考虑多个因素，例如：必要性、可行性、经济性、竞争性、风险性、继承性、通用性、系列化、研制周期以及效益等。对上述各因素的评价并不能简单地用一个分数来表征。因为对同一个方案，可能有的人认为可行，有的人认为不甚可行，也可能有的人认为竞争力强，有的人认为竞争力弱，如此等等。而且这种判断意见往往是一种定性而不是定量的概念，例如很好、好、较好、一般或较差等模糊信息。对于这类问题，可采用模糊综合评判方法得到合理的评价结果。

对模糊综合评价仍然可以采用如图 11-3 表示的层次分析结构模型。需要说明的是，如果待评价方案为 1 个，即最低层只有 1 个元素，则最高层的评价为该方案的优劣。如果待评价方案有几个，则评价目的为比较、优选方案。不论待评价方案有多少，模糊综合评判总是先对各待评价方案分别进行评价，而后再进行选优。这点

与层次分析法在进行过程中包含各待评价方案的相互比较是不同的。另外，与层次分析法按层次从高到低计算各层次元素的层次总排序权值，最终确定各待评价方案优劣次序有所不同，模糊综合评价是按层次从低到高进行的。这是由于它的最终评价结果是以待评价方案对每一评价因素进行的评价为基础，而每一评价因素都是由其下一层次的若干评价因素决定的，其评价结果为下一层次多因素评价结果的综合。因此，模糊综合评判应从评价体系的最低层次开始。

按图 11-3 的模型对某个卫星总体方案进行模糊综合评判，首先要对该方案按中间层的每一个评价因素进行评判，求得该方案对各评价结果类别（例如：很好，好，较好，较差，差）的隶属度。然后再按所有评价因素进行综合，得到对该方案总的评价结果。现对模糊综合评判法的基本方法和步骤作如下介绍。

（1）按评价体系写出评价因素等级集

第一级评价因素集为

$$Y_1 = \{Y_{11}, Y_{12}, \cdots, Y_{1m}\} \tag{11-22}$$

第二级评价因素集为

$$Y_2 = \{Y_{21}, Y_{22}, \cdots, Y_{2n}\} \tag{11-23}$$

第一级评价因素集中的元素 Y_{1i}，可以看成为与其相关联的第二级评价因素 $Y_{2\alpha}$，$Y_{2\beta}$，…（$1 \leqslant \alpha, \beta, \cdots \leqslant n$）组成的子集合

$$Y_{1i} = \{Y_{2\alpha}, Y_{2\beta}, \cdots\} \quad (i = 1, 2, \cdots, m) \tag{11-24}$$

不同的子集 Y_{1i} 中，可以包含相同的第二级评价因素。如果某个子集 Y_{1i} 为空集，只要把该第一级评价因素加入到第二级评价因素集之中即可，下面的计算对这种情况也适用。

为便于恰当分配或计算各评价因素的权重（权值），第一级评价因素集 Y_1 及其元素 Y_{1i} 子集中的元素个数不宜超过 9。

（2）建立权重集

一般来说，各评价因素在评价中的重要性不一样。为了反映各评价因素的重要程度，对各评价因素应赋予相应的权值，建立下列的权重集。

第一级评价因素的权重集

$$\boldsymbol{w} = (w_1, w_2, \cdots, w_m) \tag{11-25}$$

式中 $\boldsymbol{w}_i$（$i=1$，2，…，m）为第一级评价因素 Y_{1i} 关于评价目的的权重。

第二级评价因素的权重集

$$\boldsymbol{w}_i = (w_{i\alpha}, w_{i\beta}, \cdots) \quad (i = 1,2,\cdots,m) \tag{11-26}$$

式中 $\omega_{1\alpha}$，$\omega_{1\beta}$，…为与 Y_{1i} 相关联的第二级评价因素 $Y_{2\alpha}$，$Y_{2\beta}$，…关于 Y_{1i} 的权重。如果把与 Y_{1i} 无关联的第二级评价因素的权重取作 0，那么 $\boldsymbol{w}_i$ 可统一写成 n 个元素的集合。

$$\boldsymbol{w}_i = (w_{i1}, w_{i2}, \cdots, w_{in}) \quad (i = 1,2,\cdots,m) \tag{11-27}$$

各因素的权重为满足归一性条件的非负数，对式（11-25）、式（11-27）相应成立

$$\sum_{i=1}^{m} w_i = 1, w_i \geqslant 0 (i = 1,2,\cdots,m) \tag{11-28}$$

$$\sum_{i=1}^{n} w_{ij} = 1, w_{ij} \geqslant 0 (i = 1,2,\cdots,m; j = 1,2,\cdots,n) \tag{11-29}$$

各因素的权重可视作它们对“重要”的隶属度。例如，要求卫星能尽快地提供，则在评价时就应侧重于研制周期，或者说对时间性（研制周期）的侧重程度要大。这种对各评价因素的侧重程度（权重）组成的集合为相应评价因素集上的模糊子集。

各因素的权重可按模糊数学中确定隶属度的方法（例如根据专家评判打分意见求统计平均值）确定。但一般是由评价者根据对卫星任务需求的分析采用某种能整理和综合其主观判断的方法（例如

层次分析法）加以确定。在采用层次分析法确定各评价因素的权重时，评价因素的权重集就是各层次元素的层次单排序权值组成的集合。

（3）建立评价结果的备择集

备择集是评价者对待评价方案可能作出的各种总的评价结果所组成的集合。不论评价体系有几层（级）、每一级包含多少评价因素，备择集只有 1 个。设评价的可能结果共有 p 个，则备择集可写成

$$V = \{v_1, v_2, \cdots, v_p\} \tag{11-30}$$

式中 v_k（$k=1$，2，…，p）为第 k 个可能的评价结果，它们是由很好、好、较好、较差、差等类别性语言表达的模糊概念。

（4）对第二级评价因素进行综合评判

首先单独从第二级评价因素集 Y_2 中的一个因素 Y_{2j} 出发进行评判，以确定待评价方案对备择集元素的隶属程度。这称为第二级评价因素的单因素模糊评判。

设待评价方案按因素 Y_{2j}（$j=1$，2，…，n）评判，待评价方案隶属于备择集 V 中第 k 个元素 v_k（$k=1$，2，…，p）的隶属度为 r_{jk}。则按因素 Y_{2j} 的评判结果为备择集 V 上的一个模糊子集，可简单地写成如下 p 维行向量

$$\boldsymbol{R}_{2j} = (r_{j1}, r_{j2}, \cdots, r_{jp}) \quad (j = 1, 2, \cdots, n) \tag{11-31}$$

将各因素 Y_{2j} 评判集的隶属度为行组成矩阵

$$\boldsymbol{R}_2 = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & \cdots & r_{1p} \\ r_{21} & r_{22} & \cdots & r_{2p} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ r_{n1} & r_{n2} & \cdots & r_{np} \end{bmatrix} \tag{11-32}$$

$\boldsymbol{R}_2$ 称为第二级评价因素集的单因素评判矩阵。它为一模糊矩阵，行数为 n，列数为 p。$\boldsymbol{R}_2$ 的第 j 行，反映了第 j 个因素 Y_{2j} 影响

待评价方案取备择集各个元素的程度；$\boldsymbol{R}_2$ 的第 k 列，则反映了第二级评价因素集的所有因素影响待评价方案取备择集第 k 个元素的程度。将 $\boldsymbol{R}_2$ 第 k 列的各项乘以式（11－27）中给出的各因素 Y_{2j}（$j=1, 2, \cdots, n$）关于第一级评价因素 Y_1 的权重、然后相加，就综合地反映了第一级评价因素 Y_{1i} 影响待评价方案各备择集第 k 个元素的程度。由此，对第二级评价因素的综合模糊评判可表示成

$$\boldsymbol{B}_i = w_i \times \boldsymbol{R}_2 \quad (i = 1,2,3,\cdots,m) \tag{11-33}$$

式（11－33）按矩阵的普通乘法进行运算。采用这种方法不仅考虑了第二级所有评价因素的影响，而且保留了第二级单因素评判的全部信息，是一种较好的综合评判的运算方法。

$\boldsymbol{B}_i$ 为 p 维行向量，其第 k 个分量 b_{ik}（$k=1, 2, \cdots, p$）可以写成

$$b_{ik} = \sum_{j=1}^{n} (w_{ij} r_{jk}) (i = 1,2,\cdots,m; k = 1,2,\cdots,p) \tag{11-34}$$

有关隶属度 r_{ik} 的决定，可以采用类似“意向测验”的方法。即邀请一定数量的内行专家担任评判员，规定每位评判员对待评价方案的第二级评价因素集中的各因素 Y_{2i}（$j=1, 2, \cdots, m$），从评价备择集 V 的元素 v_k（$k=1, 2, \cdots, p$）中挑选一种。如果评判的结果对因素 Y_{2j} 有 $100r_{jk}\%$ 的评判员给予的评价为 v_k，则 Y_{2i} 对 v_k 的隶属度就为 r_{jk}。显然，r_{jk} 满足归一化和非负性条件，即

$$\sum_{k=1}^{p} r_{jk} = 1, r_{jk} \geqslant 0 (j = 1,2,\cdots,m; k = 1,2,\cdots,p) \tag{11-35}$$

（5）对第一级评价因素进行综合评判

按式（11－33）对第二级评价因素的单因素评判结果进行综合，实际上就是第一级评价因素的单因素模糊评判。因此，第一级评价

因素集的单因素评判矩阵 $\boldsymbol{R}_1$ 为

$$\boldsymbol{R}_1 = \begin{bmatrix} \boldsymbol{B}_1 \\ \boldsymbol{B}_2 \\ \vdots \\ \boldsymbol{B}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & \cdots & b_{1p} \\ b_{21} & b_{22} & \cdots & b_{1p} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ b_{m1} & b_{m2} & \cdots & b_{mp} \end{bmatrix} \tag{11-36}$$

$\boldsymbol{R}_1$ 是行数为 m、列数为 p 的模糊矩阵。该矩阵的第 i 行、第 k 列的项 b_{ik}（$i=1$，2，…，m；$k=1$，2，…，p）就是待评价方案按第一层评价因素 Y_{1i} 评判时待评价方案隶属于备择集 V 中的元素 v_k 的隶属度。

将第一级评价因素单因素评判结果进行加权综合，即计算出

$$\boldsymbol{B} = \boldsymbol{w} \times \boldsymbol{R}_1 = \boldsymbol{w} \times \begin{bmatrix} \boldsymbol{B}_1 \\ \boldsymbol{B}_2 \\ \vdots \\ \boldsymbol{B}_m \end{bmatrix} \tag{11-37}$$

就得到待评价方案的模糊综合评判结果。

$\boldsymbol{B}$ 为 p 维行向量，其第 k 个分量 b_k 为

$$b_k = \sum_{i=1}^{m} (w_i b_{ik}) \tag{11-38}$$

式中的 w_i，b_{ik}（$i=1$，2，…，m；$k=1$，2，…，p）分别由式（11-25）、式（11-34）给出。最后，将 b_k 按下式归一化（正规化）得 $\bar{b}_k$。$\bar{b}_k$ 就是待评价方案对备择集中第 k 个元素 v_k 的隶属度。

$$\bar{b}_k = b_k / \sum_{k=1}^{p} b_k \tag{11-39}$$

（6）确定评判结论

如果待评价方案为 1 个，则根据最大隶属度法则，可得该方案综合评判的最终结论为备择集中的元素 v_L，其中 L 为 $\bar{b}_1$，$\bar{b}_2$，…，$\bar{b}_k$ 中的最大值 $\bar{b}_l$ 所对应的下标。或者采用模糊分布法，直接把 $\bar{b}_k$（$k=1$，2，…，p）看作评判结论，这种方法可反映该方案在备择

集上的分布情况，使评价者对待评价方案的状态有一个全面的了解。

如果待评价方案有 t（$t>1$）个，对每个方案已求出了它对备择集各元素的隶属度。由于理想状态的最优方案对备择集中代表程度最好的元素（记为 v_1）的隶属度为 1，对其他元素的隶属度为 0。那么，就可以根据各待评价方案和理想最优方案在备择集各元素上的隶属度，对各待评价方案按 $[(1-\overline{b}_2)^2+\overline{b}_2^2+\cdots+\overline{b}_p^2]^{\frac{1}{2}}$ 计算出它们对理想最优方案的贴近度，而后取贴近度最小的某方案作为相对最优方案。

11.3　卫星设计方案评价示例

本章前面两节已就卫星设计方案评价的原理和方法进行了讨论，本节对此作示例说明。

例 1. 某广播卫星总体方案评价体系

某广播卫星拟自行研制或从国外引进，其总体方案评价采用表 11-6所示的三级评价体系。第一级评价因素有任务风险、性能、技术获取、价格、交付周期及工程管理计划等 5 个。然后对上列每一个评价因素进行逐层分解和细化，以易于对待评价方案进行比较、评价。本例说明，卫星设计方案评价体系应按实际情况和评价深入程度来具体制定。

表 11-6 某广播卫星总体方案评价体系

第一级因素	第二级因素	第三级因素
任务风险	设计及方案风险	硬、软件的继承性及来源
		设计、生产、运行复杂性
		设计状态、工况完善程度及设计余量
		单点故障数
		应急能力
	试验计划的完善程度	试验完善性
		试验设备
		试验经验
	质量保证计划	承包商的经验和信誉
		产品质量保证措施
		可靠性保证措施
		失效及差错管理
性能	设计可靠性	计算模式
		可靠性指标
		备份方案
	设计寿命	飞行经验
		寿命要求考虑完善程序
		寿命指标
	设计先进性、通用性	方案先进性
		引进价值，后继星可利用性
		对公用舱技术的适应性
	指标	功能指标
		重量
		功耗
		体积
		允许环境
		准确度
		状态可测量性
	相容性	与运载器相容性
		与地面测控网相容性

续表

第一级因素	第二级因素	第三级因素
技术获取	购买及技术转让	转让项目、转让技术程度
		性能水平
		后继星可利用性
	提供文件完整性及价值	
	训练工作安排完整程度	
	对买方监造开放程度	
价格	卫星价格	
	保险费用估计	
	运载费用	
	备件费用	
交付周期及工程管理计划		

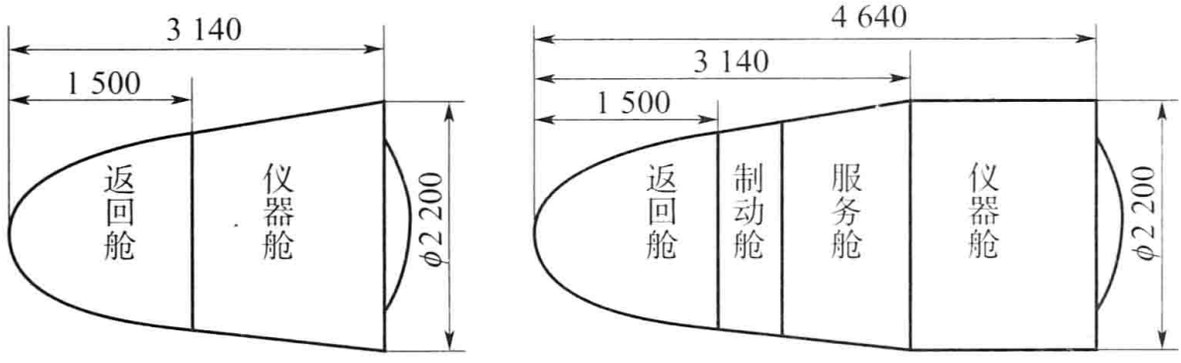
例 2. 返回式卫星基础型（FSW－0）方案选择

返回式遥感卫星（下面简称返回式卫星）在我国是发展最早、发射数量多，通用化程度较高和取得显著效益的一类应用卫星。卫星运行于倾角 60°～70°的低高度近圆轨道，有效载荷为由 1 台地物相机和 1 台恒星相机等组成的可见光摄影系统，主要任务是通过拍照获取对地遥感资料并使信息载体（感光胶片）安全返回地面。这类卫星自 1966 年至 1996 年，已先后成功地研制发射了第一代（基础型 FSW－0 和新型 FSW－1）和第二代（FSW－2 型）共 3 种型号卫星。表 11－7 给出返回式卫星发射（截至 1996 年）概况，图 11－4 给出返回式卫星的外形和舱段组成。

从表 11－7 和图 11－4 可见，FSW－1 型和 FSW－2 型卫星是以 FSW－0 型卫星平台为基础、为适应任务变更安装了新的有效载荷和作了一定适应性改变而形成的新型号卫星。这表明 FSW－0 型卫星具有相当大的发展潜力。

表 11-7 返回式卫星及其发射情况

卫星型号	整星质量/kg	地物相机	发射年份	发射数量/颗	飞行时间/天	备注
FSW-0	1 800	棱镜扫描式全景相机	1974～1987	10	3～5	1974 年发射的一颗未入轨
FSW-1	2 100	画幅式测量相机	1987～1993	5	7～8	1993 年发射的一颗未返回
FSW-2	2 600～2 900	节点式全景相机	1992～1996	3	15～16	



(a) FSW-0 和 FSW-1　　(b) FSW-2

图 11-4 返回式卫星构形和舱段组成

FSW-0 型卫星是我国研制的第一种返回式卫星。在几乎没有技术储备和首次发展返回式卫星的情况下，FSW-0 型卫星经多方案比较、选优得出的总体方案不失为一种优选的、符合当时国情的好方案。其卫星总体方案设计符合“先高后低和先外后内”的设计规律，贯彻了整体优化的设计原则，体现了公用卫星平台的设计思想。

FSW-0 型卫星设计方案，就回收信息载体而言，可以采用回收返回舱（内装贮存胶片的暗盒）、回收整星、弹射回收装胶片容器等几种方案。但是，回收整星会给回收系统的研制带来困难、且导致整星质量增加；而弹射回收装胶片容器的技术难度大，不易实

现。最后选定只回收装胶片的舱段，并相应地在卫星构形上把卫星分为返回舱和仪器舱 2 个舱段，返回舱内装载胶片暗盒、仪器舱内装有相机和支持服务系统。在卫星完成在轨摄影任务后，仪器舱和返回舱分离，返回舱携带胶片暗盒以弹道式再入方式向地面返回，并用降落伞予以回收，而仪器舱仍留在空间轨道上运行。这种构形布局和回收信息载体的方式，既实现了星上组成相对集中布置，又只需解决返回舱适应返回环境的问题；既满足了回收信息载体的要求，又具有关键技术相对较少且可供利用和借鉴的技术基础比较扎实等优点。此外在返回舱外形和结构防热方案不变的前提下，对卫星其他组成作适应性修改或增补，就能执行其他任务，演变成其他型号的返回式卫星。上面这些定性分析可以通过对三种不同的返回方案用层次分析法作初步评价予以佐证，其结构模型见图 11－5。

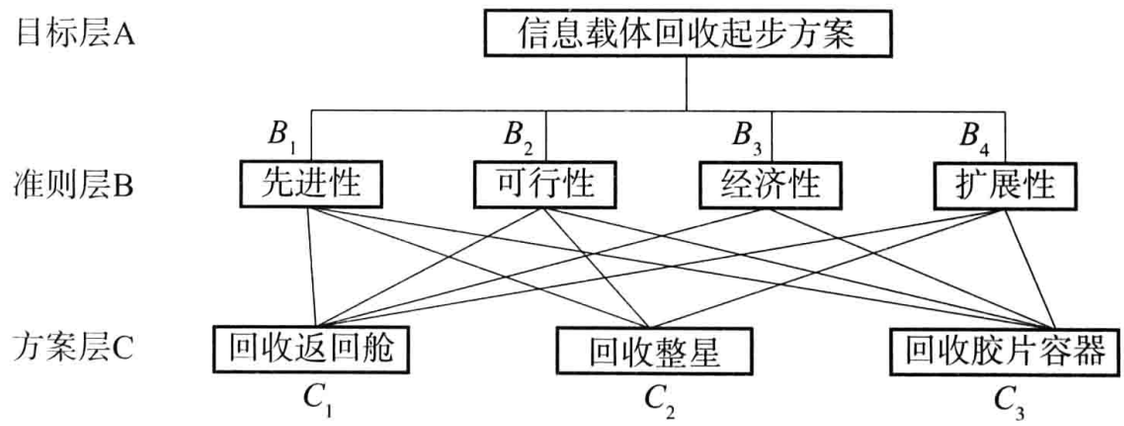


图 11－5　FSW－0 型卫星回收方案层次分析结构模型

FSW－0 型卫星为发展返回式卫星的起步型号，各评价因素相对重要性（从高到低）排序为可行性、扩展性、经济性、先进性。对层次分析结构中各评价因素、各方案两两进行判断比较，并采用 1～9标度记值，构作出如下的判断矩阵。

A	B_1	B_2	B_2	B_3
B_1	1	1/7	1/3	1/5
B_2	7	1	5	3
B_3	3	1/5	1	1/3
B_4	5	1/3	3	1

B_1	C_1	C_2	C_3
C_1	1	1/3	1/5
C_2	3	1	1/3
C_3	5	3	1

B_2	C_1	C_2	C_3
C_1	1	3	5
C_2	1/3	1	3
C_3	1/5	1/3	1

B_3	C_1	C_2	C_3
C_1	1	3	5
C_2	1/3	1	3
C_3	1/5	1/3	1

B_4	C_1	C_2	C_3
C_1	1	3	1/3
C_2	1/3	1	1/5
C_3	3	5	1

采用和积法计算各判断矩阵的最大特征根及其相应的特征向量。以准则层各因素相对于目标层的4阶判断矩阵为例：

首先，将该判断矩阵 $\boldsymbol{A}$ 按列正规化得：

$$\begin{matrix} 0.062\,5 & 0.085\,3 & 0.035\,7 & 0.044\,1 \\ 0.437\,5 & 0.596\,7 & 0.535\,7 & 0.661\,8 \\ 0.187\,5 & 0.119\,3 & 0.107\,1 & 0.073\,5 \\ 0.312\,5 & 0.198\,9 & 0.321\,4 & 0.220\,6 \end{matrix}$$

然后，将按列正规化的判断矩阵再按行相加得向量 $\boldsymbol{W}$

$$\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}} = (0.227\,6, 2.232, 0.487\,4, 1.053)$$

再后，将 $\boldsymbol{W}$ 向量正规化，就得到判断矩阵 $\boldsymbol{A}$ 最大特征根对应的

特征向量

$$\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}} = (0.056\ 9, 0.558\ 0, 0.121\ 9, 0.263\ 3)$$

求出了 $\boldsymbol{w}$ 后，将判断矩阵 $\boldsymbol{A}$ 与 $\boldsymbol{w}$ 相乘，得

$$(\boldsymbol{Aw})^{\mathrm{T}} = (0.229\ 9, 2.356, 0.492\ 0, 1.100)$$

最后，按式（11－11）求出判断矩阵 $\boldsymbol{A}$ 的最大特征根 $\lambda_{\max}$

$$\lambda_{\max} = 4.119$$

表 11－8 给出各方案 $C_1 \sim C_3$ 相对于目标层 A 的层次总排序。可以验证各判断矩阵和层次总排序的计算结果具有满意的一致性。

表 11－8　各方案相对于目标层 A 的层次总顺序

层次 B / 层次 C	B_1	B_2	B_3	B_4	层次 C 总排序
	0.057	0.558	0.122	0.263	
C_1	0.106	0.634	0.634	0.261	0.506
C_2	0.261	0.261	0.261	0.106	0.220
C_3	0.634	0.106	0.106	0.634	0.275

从表 11－8 显见，回收返回舱的方案 C_1 优于其他两种方案。由于可行性的权重较大，故层次 C 总排序的具体数据虽然会因判断矩阵的选取不同而异，但 C_1 排居首位看来毋庸置疑。

参 考 文 献

[1] 王希季，包妙琴．工程设计学［M］．北京：宇航出版社，1994.

[2] 钱学森．创建系统学［M］．太原：山西科学技术出版社，2001.

[3] 许国志，顾其发，车宏皮．系统科学［M］．上海：上海科技教育出版社，2000.

[4] 殷瑞环，江应洛，李伯聪，等．工程哲学［M］．北京：高等教育出版社，2007.

[5] 高杰．伪范畴误导下的管理混乱［J］．中国科学报，2012（9）：17.

[6] 中国社会科学院情报研究所．科学学译文集［M］//L·V·贝塔朗菲．普通系统论的历史和现状．北京：科学出版社，1980：315.

[7] 庞元王．系统方法的创造性功能［J］．自然信息，1984（4）．

[8] James R. Wertz，Wiley J. Larson. 航天任务的分析与设计（上，下册）［M］．北京：航空工业出版社，1992.

[9] 钱骥，朱毅麟，等．空间技术基础［M］．北京：科学出版社，1986.

[10] 阮镰，章国栋．工程系统的规划与设计［M］．北京：北京航空航天大学出版社，1991.

[11] 黄纯颖．工程设计方法［M］．北京：中国科学技术出版社，1989.

[12] 寺野寿郎．机械系统设计［M］．北京：机械工业出版社，1983.

[13] 包妙琴，王希季．工程设计程序的探讨［J］．中国空间科学技术，1990（2）．

[14] 王希季，李大耀．空间技术［M］．上海：上海科学技术出版社，1994.

[15] 任萱．人造地球卫星轨道力学［M］．长沙：国防科技大学出版社，1988.

[16] 徐福祥，林华宝，侯深渊．卫星工程概论（上，下册）［M］．北京：宇航出版社，2003.

[17] 刘林．人造地球卫星轨道力学［M］．北京：高等教育出版社，1992.

[18] 雷震洲．移动卫星通信［M］．北京：人民邮电出版社，1993.

[19] 冉隆燧．运载火箭测试发控学［M］．北京：宇航出版社，1989.

[20] 褚桂柏，张敬铭．月球探测器轨道与构型设计［J］．航天器工程，1994（4）.

[21] 李大耀．卫星对地面覆盖区域的通用求解方法［J］．运载火箭与返回技术，1991（1）.

[22] 胡昌寿，等．可靠性工程——设计，试验，分析，管理［M］．北京：宇航出版社，1988.

[23] GB7826—87 系统可靠性分析技术．国家标准局，1987.

[24] GB4888—85 故障树名词术语和符号．国家标准局，1985.

[25] GB7829—87 故障树分析程序．国家标准局，1987.

[26] Q/W332—92 卫星轨道设计规范．中国空间技术研究院，1992.

[27] Q/W162—90 卫星轨道分类．中国空间技术研究院，1990.

[28] 孙惠中．可靠性设计技术基础．北京：中国科学院空间中心，1983.

[29] 梅启智，廖炯生，孙惠中．系统可靠性工程基础［M］．北京：科学出版社，1987.

[30] 文森特·L·皮塞卡．空间环境及其对航天器的影响［M］．张育林，陈小前，闫野，译．北京：中国宇航出版社，2011.

[31] 艾伦·C·特里布尔．空间环境［M］．唐贤明，译．北京：中国宇航出版社，2009.

[32] 陈月根．航天器数字化设计基础［M］．北京：中国科学技术出版社，2010.

[33] ESA ESTEC. The ESA Concurrent Design Facility (CDF): Concurrent Engineering Applied to Space Mission Assessments. http://www.esa.int/specials/CDF/index.html, 2008.7.

[34] 维克托·迈尔·舍恩伯格，肯尼思·库克耶．大数据时代［M］．周涛，等译．杭州：浙江人民出版社，2013.

[35] Q/W1127－2007 航天器设备接口数据单编写要求，中国空间技术研究院．

[36] Gilimore D. Satellite Thermal Control [M]. Second Edition. California: The Aerospace Corporation Press, 2002.

[37] 侯增祺，胡余刚. 航天器热控制技术—原理及其应用 [M]. 北京：中国科学出版社，2007.

[38] 闵桂荣，郭舜. 航天器热控制（2 版）[M]. 北京：科学出版社，1998.

[39] 王彩华，宋连元. 模糊论方法学 [M]. 北京：中国建筑工业出版社，1988.

[40] 韩於羹. 应用数理统计 [M]. 北京：北京航空航天大学出版社，1993.

[41] 洛克希德导弹和空间公司. 系统工程管理指南 [M]. 北京：航空工业出版社，1988.

[42] 福特航空空间公司. 国际通信卫星 [M]. 陈德顺，王常先，等，译. 北京：国防工业出版社，1982.

[43] 王宏波. 试验工程设计中思想模型方法的应用 [J]. 北京：哲学研究，1984（12）.

[44] 朱毅麟. 用层次分析法实现航天发展目标决策 [J]. 中国空间科学技术，1989（2）.

[45] 范剑峰. 用模糊数学评估卫星总体方案 [J]. 中国空间科学技术，1986（1）.

[46] 李大耀. 返回式卫星基础型（FSW-0）方案设计特色初析 [J]. 航天返回与遥感，1996（3）.

[47] 李大耀. 关于中巴地球资源卫星轨道高度的管见 [J]. 航天返回与遥感，1991（1）.

[48] 王希季，林华宝，李颐黎，等. 航天器进入与返回技术 [M]. 北京：宇航出版社，1991.

[49] 李林，安连生. 计算机辅助光学设计的理论与应用 [M]. 北京：国防工业出版社，2002.

[50] 巩盾，田铁印，王红. 离轴三反射系统的热光学分析和温控指标的制定 [J]. 光学精密工程 [J]，2011，19（6）：1213-1220.

Document generated by Anna’s Archive around 2023-2024 as part of the DuXiu collection (https://annas-blog.org/duxiu-exclusive.html).

Images have been losslessly embedded. Information about the original file can be found in PDF attachments. Some stats (more in the PDF attachments):

{
  "filename": "MTM2OTYwODBf5Y2r5pif6K6+6K6h5a2m77yI5YaN54mI77yJLnppcA==",
  "filename_decoded": "13696080_\u536b\u661f\u8bbe\u8ba1\u5b66\uff08\u518d\u7248\uff09.zip",
  "filesize": 83922875,
  "md5": "8a9fef98b8489afddeb88d97d11f286e",
  "header_md5": "e9bf11dde0c154c817891bcf30f75396",
  "sha1": "cfe48c5041bbb30c599fc0de3a9ff0cc9a0e9e47",
  "sha256": "14e385dbc07afdc532cf511bc9821b6623addc24f5be6798dbcfbf7cd5f365c6",
  "crc32": 2262237566,
  "zip_password": "",
  "uncompressed_size": 103051850,
  "pdg_dir_name": "",
  "pdg_main_pages_found": 420,
  "pdg_main_pages_max": 420,
  "total_pages": 435,
  "total_pixels": 2696693760,
  "pdf_generation_missing_pages": false
}