

空天力学系列教材



结构设计方法

李道奎 李 谨 沈 重 李道奎/主编
张瑞明/编著



科学出版社

空天力学系列教材

结构设计方法

李道奎 主编

李道奎 李 谨 沈 重 张瑞明 编著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

本书立足于介绍考虑基本力学原理和航天工程中各种实际约束情况下的飞行器结构设计方法,共由11章组成,可分为三大部分。第一部分首先从整体上介绍飞行器结构的概念与组成、研制过程、设计的基本内容等;然后以杆系结构为例,介绍飞行器结构设计与分析的基本方法;最后较为详细地介绍结构力学理论与分析方法。第二部分主要介绍导弹、火箭、卫星等飞行器典型构件或部件的结构形式、设计原理和设计方法,涉及的部件包括弹翼、弹身、推进剂贮箱、中心承力筒和密封舱。第三部分介绍复合材料结构设计、结构优化设计、CAD/CAE一体化设计等先进的结构设计方法。

本书可作为高等院校飞行器设计、固体力学等学科本科生或研究生的教材,也可作为从事飞行器总体、结构设计与分析等工作的工程技术人员的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

结构设计方法/李道奎主编. —北京:科学出版社,2017.2

空天力学系列教材

ISBN 978-7-03-051141-6

I. ①结… II. ①李… III. ①航空器-结构力学-教材②航天器-结构力学-教材 IV. ①V214②V414

中国版本图书馆CIP数据核字(2016)第312702号

责任编辑:潘斯斯/责任校对:桂伟利

责任印制:张 伟/封面设计:迷底书装

科学出版社出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

北京教图印刷有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2017年2月第 一 版 开本:787×1092 1/16

2017年2月第一次印刷 印张:21 1/4

字数:500 000

定价:78.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

前 言

本书所说的结构设计方法是指导弹、火箭、卫星等飞行器的结构设计方法。飞行器的结构分系统是保证其他分系统功能实现的基础。结构系统设计的好坏,将直接影响到其他分系统以及整个飞行器系统功能的实现和性能的优劣。因此,结构设计是飞行器设计的主要内容之一。结构设计是一个创造的过程,需要设计人员既要对现有的各种相关飞行器结构有一定的了解,又要掌握现代的先进设计方法;同时结构设计又是一项具有严格要求的工作,创造的成果“飞行器结构”既要满足强度、刚度、尺寸稳定性等设计要求,还要满足其他各种设计约束条件。本书正是从这两个方面出发,既介绍飞行器结构设计的基本原理与方法,也介绍飞行器结构典型部件结构形式,最后还对包含作者近些年研究成果的先进结构设计方法进行介绍,力求让学习本书的人员掌握飞行器结构设计的基本方法,初步具有对飞行器结构进行分析与设计的能力。

本书是高等院校飞行器设计、固体力学等学科本科生或研究生的教材。全书共 11 章。前 3 章为本书第一部分。第 1 章从整体上介绍飞行器结构的概念与组成、研制过程、设计的基本内容、强度设计方法等内容;第 2 章以飞行器常见结构中较为简单的杆系结构为例,介绍飞行器结构设计与分析的基本原理与基本方法;第 3 章介绍与飞行器结构设计密切相关的结构力学理论与分析方法,包括弹性力学基本理论、飞行器结构中常用的梁板壳理论、复合材料结构力学理论、结构稳定性理论、热弹性理论等,在数值求解方法部分主要介绍有限元方法基本原理、结构分析模型的建立、结构静力分析、模态分析、动态响应分析、热变形及热应力分析等内容。第 4~8 章为本书第二部分。这一部分以弹翼、弹身、推进剂贮箱、中心承力筒和密封舱等为例,介绍飞行器中典型构件或部件的结构形式、设计原理和设计方法。第 9~11 章为本书第三部分,分别介绍现代飞行器中常用结构——复合材料结构的设计方法、现代飞行器结构设计中常用的优化设计方法、体现先进设计理念和极具应用前景的 CAD/CAE 一体化设计的结构设计方法等。本书内容繁简得当、写作精练易懂、与工程实际结合紧密。传统与现代设计方法、传统与现代材料、结构理论与工程应用等方面在书中均有涉及,各高校可以根据学生的基础选择性地进行讲解其中内容,有利于教师组织教学与学生学习。

参加本教材编写的有李道奎、李谨、张瑞明和沈重,李道奎任主编。其中李道奎编写第 1~7 章,张瑞明编写第 8 章,李谨编写第 9 章和第 10 章,沈重编写第 11 章,最后由李道奎统稿。本书在编写过程中,参考了一些同类优秀教材并引用了其中部分内容,得到了国防科学技术大学许多同志的支持与帮助,特别是得到了负责录入和校对的老师和研究生的帮助,在此一并表示感谢。

本书由雷勇军主审，他对本书提出了许多宝贵的意见，在此表示衷心的感谢！

由于飞行器及其部件的结构形式多种多样，随着航天技术的高速发展还在不断出现新的结构形式，结构设计方法也在不断更新和完善，并且限于编者水平，本书中难免存在一些不妥之处，恳请读者批评指正。

主编李道奎 E-mail: lidaokui@nudt.edu.cn。

编 者

2016年8月

目 录

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 飞行器结构的概念与组成	1
1.2.1 飞行器结构的概念与分类	1
1.2.2 飞行器结构的形式与组成	2
1.3 飞行器结构的研制过程	5
1.3.1 火箭、导弹结构的研制过程	5
1.3.2 航天器结构的研制过程	7
1.4 飞行器结构设计的主要工作	12
1.4.1 结构设计的特点与原则	12
1.4.2 结构设计的技术要求	15
1.4.3 构型设计	17
1.4.4 结构形式、材料和连接方式的选择	17
1.4.5 结构设计参数的确定	20
1.5 飞行器结构强度设计	21
1.5.1 强度准则	22
1.5.2 结构强度验证	25
第 2 章 杆系结构设计与分析	28
2.1 引言	28
2.2 杆系结构简介	28
2.2.1 杆系结构的形式	28
2.2.2 杆系结构的功能	29
2.2.3 杆系结构的设计要求	29
2.2.4 杆系结构的材料	30
2.3 杆系结构的整体构型设计与选材	30
2.3.1 整体构型的选型设计	30
2.3.2 整体构型的布局优化设计	31
2.3.3 杆系结构的选材	33
2.4 杆件的设计	35
2.4.1 杆件设计方法	35
2.4.2 火箭杆式级间段的杆件设计	36
2.5 杆系结构的接头设计	42

2.5.1	接头设计方法	42
2.5.2	火箭杆式级间段的接头设计	44
2.6	杆系结构的应用	45
2.6.1	作为主结构的应用	45
2.6.2	作为次结构的应用	47
2.7	杆系结构的分析	48
2.7.1	杆系的几何不变性	48
2.7.2	静定杆系结构分析	52
2.7.3	静不定杆系结构分析	60
2.7.4	薄壁杆件理论简介	67
第3章	飞行器结构力学理论与分析方法	71
3.1	引言	71
3.2	飞行器结构力学理论及其解析求解	71
3.2.1	弹性力学理论	72
3.2.2	梁理论	74
3.2.3	板壳理论	76
3.2.4	复合材料结构力学理论	84
3.2.5	结构稳定性理论	87
3.2.6	热弹性理论	91
3.3	飞行器结构分析	95
3.3.1	结构有限元方法的基本原理	95
3.3.2	结构分析模型的建立	99
3.3.3	结构静力分析	104
3.3.4	结构模态分析	108
3.3.5	结构动态响应分析	115
3.3.6	结构热变形及热应力分析	120
第4章	弹翼结构设计	123
4.1	引言	123
4.2	弹翼的功用与设计要求	123
4.2.1	弹翼的功用	123
4.2.2	弹翼的设计要求	124
4.3	弹翼的结构形式	125
4.3.1	骨架蒙皮式弹翼	125
4.3.2	整体壁板式弹翼	127
4.3.3	夹层结构式弹翼	129
4.4	弹翼的传力分析	131
4.4.1	传力分析的概念	131
4.4.2	单梁式弹翼的传力分析	132

4.5 骨架蒙皮式弹翼的设计	140
4.5.1 翼梁的设计	141
4.5.2 翼肋的设计	142
4.5.3 桁条的设计	144
4.5.4 蒙皮和屏格尺寸的设计	145
4.5.5 弹翼的校核计算	146
4.6 其他形式弹翼的设计	146
4.6.1 小展弦比整体壁板式弹翼的设计	146
4.6.2 夹层结构式弹翼的设计	149
4.7 弹翼与弹身的连接设计	152
4.7.1 耳片式接头	152
4.7.2 多樯式接头	153
4.7.3 轴式接头	155
4.7.4 插入式接头	155
4.7.5 盘式接头	155
4.7.6 燕尾槽式接头	156
第5章 弹身结构设计	158
5.1 引言	158
5.2 弹身的功用与设计要求	158
5.2.1 弹身的功用	158
5.2.2 弹身的设计要求	158
5.2.3 弹身的受载特点	159
5.3 弹身的结构形式	159
5.3.1 蒙皮骨架式结构	160
5.3.2 整体壁板式结构	162
5.3.3 构架式结构	162
5.4 弹身的传力分析	163
5.4.1 横向集中载荷的传递	164
5.4.2 纵向集中载荷的传递	164
5.4.3 隔框的传力分析	166
5.4.4 弹身开口处的传力分析	168
5.5 薄壁结构弹身的设计计算	169
5.5.1 设计计算的基本步骤	169
5.5.2 弹身截面的设计计算	170
5.5.3 框的设计计算	174
5.6 弹身舱段的设计	176
5.6.1 弹身舱段结构布局设计	176
5.6.2 相邻舱段的受力协调问题	177

5.6.3	弹身的开口问题	178
5.6.4	弹身舱段的密封	179
5.6.5	设备的安装	182
5.7	弹身舱段连接的设计	184
5.7.1	连接偏差	184
5.7.2	舱段的主要连接形式	186
第 6 章	推进剂贮箱结构设计	191
6.1	引言	191
6.2	贮箱的分类与设计要求	191
6.2.1	贮箱的分类与组成	191
6.2.2	贮箱的设计要求	193
6.3	壳段与短壳的结构设计	194
6.3.1	壳段与短壳的结构形式	194
6.3.2	硬壳式壳体结构的设计计算	196
6.3.3	半硬壳式壳体结构的设计计算	196
6.3.4	网格加筋式壳体结构的设计计算	198
6.3.5	放射肋加筋短壳的设计计算	199
6.4	箱底设计	200
6.4.1	箱底的设计分析	201
6.4.2	箱底的优化选择	202
6.4.3	开孔的应力集中	204
6.4.4	共底设计	205
6.4.5	防热底设计	206
6.5	防晃设计	207
6.5.1	防晃措施	207
6.5.2	防晃板的分类及其应用	209
6.6	流出口与防漩设计	210
6.6.1	推进剂流出口设计	211
6.6.2	防漩装置设计	213
6.7	消能器设计	214
6.7.1	消能器的作用	214
6.7.2	典型的消能器设计	214
第 7 章	中心承力筒结构设计	216
7.1	引言	216
7.2	中心承力筒的功能与设计要求	216
7.2.1	中心承力筒的功能	216
7.2.2	中心承力筒的设计要求	217
7.3	中心承力筒的结构形式与特点	218

7.3.1 中心承力筒的结构形式	218
7.3.2 中心承力筒的结构特点	219
7.4 桁条加筋中心承力筒的设计与分析	220
7.4.1 筒体设计	220
7.4.2 连接设计	224
7.4.3 设计计算	225
7.5 蜂窝夹层中心承力筒的设计与分析	226
7.5.1 筒体设计	226
7.5.2 连接设计	228
7.5.3 设计计算	231
第 8 章 密封舱结构设计	235
8.1 引言	235
8.2 密封舱的功用与设计要求	235
8.2.1 密封舱的功用	235
8.2.2 密封舱的设计要求	237
8.3 密封舱的结构形式	238
8.3.1 密封舱的分类	238
8.3.2 密封舱结构的外形	238
8.3.3 密封舱结构的组成	240
8.4 密封舱结构设计与分析	241
8.4.1 舱体结构设计	241
8.4.2 舱体结构分析	242
8.4.3 舱门结构设计	244
8.5 密封装置设计	245
8.5.1 密封方法	245
8.5.2 密封材料	246
8.5.3 密封圈设计	249
8.5.4 密封连接设计	251
第 9 章 复合材料结构设计	254
9.1 引言	254
9.2 复合材料的分类与特点	254
9.2.1 复合材料的分类	254
9.2.2 复合材料的性能特点	256
9.3 复合材料结构的设计要求和选材	257
9.3.1 复合材料结构的设计要求	257
9.3.2 复合材料结构的设计步骤	258
9.3.3 复合材料结构的选材	259
9.4 复合材料层合板设计	262

9.4.1	层合板设计的一般原则	262
9.4.2	层合板的设计方法	263
9.4.3	加筋层合板的设计方法	266
9.5	复合材料连接结构设计	267
9.5.1	胶接连接设计	267
9.5.2	机械连接设计	268
第 10 章	结构优化设计	270
10.1	引言	270
10.2	结构优化设计的概念与分类	270
10.2.1	结构优化设计的基本概念	270
10.2.2	结构优化设计的分类	271
10.3	优化设计的数学模型	272
10.3.1	设计变量	272
10.3.2	约束条件	273
10.3.3	目标函数	275
10.3.4	优化模型的数学描述	276
10.4	优化算法	277
10.4.1	数学规划法	277
10.4.2	最优准则法	279
10.4.3	仿生学方法	281
10.5	结构优化设计的步骤	284
10.5.1	数学模型的建立	284
10.5.2	优化计算	285
10.5.3	优化结果的分析	286
第 11 章	CAD/CAE 一体化设计	288
11.1	引言	288
11.2	基于构件的 CAD 建模	288
11.2.1	CAD 建模的技术思路	288
11.2.2	CAD 建模规范	289
11.2.3	CAD 参数化模板技术实现方案	292
11.2.4	运载火箭典型结构参数化模板及装配	294
11.3	基于模板的 CAE 分析	305
11.3.1	CAE 分析模板实现方案	305
11.3.2	运载火箭典型构件 CAE 分析模板	309
11.3.3	运载火箭整体结构 CAE 分析模板	315
11.4	基于 CAD/CAE 一体化的壳体结构优化	320
11.4.1	优化设计方法	321
11.4.2	模型集成技术	323
11.4.3	运载火箭壳体结构优化	324
	参考文献	330

第1章 绪 论

1.1 引 言

飞行器是指任何由人类制造、能飞离地面、在空间飞行并由人来控制的飞行物，按照其飞行的空域，可分为三类：航空器、航天器、火箭和导弹。在大气层内飞行的飞行器称为航空器，如气球、滑翔机、飞艇、飞机、直升机等。它们靠空气的静浮力或空气相对运动产生的空气动力升空飞行。在地球大气以外宇宙空间(太空)中飞行的飞行器称为航天器，如人造地球卫星、载人飞船、空间探测器、航天飞机等。它们在火箭等运载器的推动下获得必要的速度进入太空，然后主要在引力的作用下完成轨道运动。火箭是以火箭发动机为动力的飞行器，可以在大气层内，也可以在大气层外飞行。如我国的长征系列火箭、美国的土星系列火箭等。导弹是装有战斗部的可控火箭，有主要在大气层外飞行的弹道导弹和装有翼面在大气层内飞行的地空导弹、巡航导弹等。本书主要针对航天专业编写，限于篇幅，涉及的主要对象为航天器、火箭和导弹中的结构。本章主要介绍飞行器结构的基本概念、研制过程以及结构设计的主要工作等内容。

1.2 飞行器结构的概念与组成

1.2.1 飞行器结构的概念与分类

“结构”一词广泛应用于各学科领域。本书所指的结构是指飞行器结构。在不同的教材或参考书中，对某一具体飞行器的结构也有不同的定义，例如，火箭结构是火箭的主体，它将有效载荷、动力装置、控制、安全、外弹道测量等分系统连接成一个完整的整体；导弹结构是用于构成导弹外形、连接和安装弹上各分系统且能承受各种载荷的整体结构；航天器结构是为航天器提供总体构型，为各分系统仪器设备提供支撑，承受和传递载荷，并保持一定的刚度和尺寸稳定性的部件或附件的总称。这些定义的描述语言尽管有一定的差别，但均可归纳为：飞行器结构是将飞行器各分系统连接成一个完整的整体，承受和传递载荷，并能保持一定的刚度和尺寸稳定性的机械系统。

飞行器结构按照传递载荷作用的大小，可分为主结构和次结构。主结构是指处于飞行器主传力路径的主承力结构，如卫星的中心承力筒、大型运载火箭的各壳段、固体导弹的发动机壳体等，它们承受飞行器的主要载荷，是保证飞行器强度、刚度和稳定性的主要部件。次结构是指用于支撑飞行器上设备和保持飞行器的外形，由此构成飞行器的整个结构，如某些仪器设备的支架和安装结构等，对于航天器，也可以包括伸展在航天器本体外部的附件结构，如太阳翼、天线等结构。也可以将飞行器结构分为三级，除以上介绍的主结构和次结构外，还有第三级结构，它是指电缆、管路等的细小支架以及电

子设备的结构等。

当然飞行器结构也可以按照其他方式进行分类。例如，按照结构功能可分为承载结构、密封结构和防热结构等；按照结构形状可分为杆系结构、板结构、壳结构等；按照组成结构的材料可分为金属结构、复合材料结构等。

1.2.2 飞行器结构的形式与组成

1. 火箭与导弹

运载火箭按照所用的推进剂可分为固体火箭、液体火箭和固液混合型火箭三种类型。例如，中国的长征三号运载火箭是一种三级液体火箭；长征一号运载火箭则是一种固液混合型的三级火箭，其第一级、第二级是液体火箭，第三级是固体火箭；美国的“飞马座”运载火箭则是一种三级固体火箭。按照级数来分，运载火箭包括单级火箭和多级火箭两种类型，多级火箭又可分为串联型(图 1.1(a))、并联型和串并联混合型(图 1.1(b))三种。串联型多级火箭的级与级之间连接分离机构简单，但串联后火箭总长较长、火箭的长细比(长度与直径之比)大，给设计带来一定的困难；发射时，这种火箭竖起来后太高，给发射操作带来不便；同时，其上面级的火箭发动机要在高空点火，点火的可靠性差。并联型多级火箭采用横向捆绑连接，连接分离机构稍复杂，但其中间芯级第一级火箭采用横向捆绑的火箭可在地面同时点火，避免了高空点火，点火的可靠性高。导弹结构形式与火箭基本一样，但有效载荷不同，现在导弹为提高机动性和缩短发射时间，多采用固体火箭发动机。

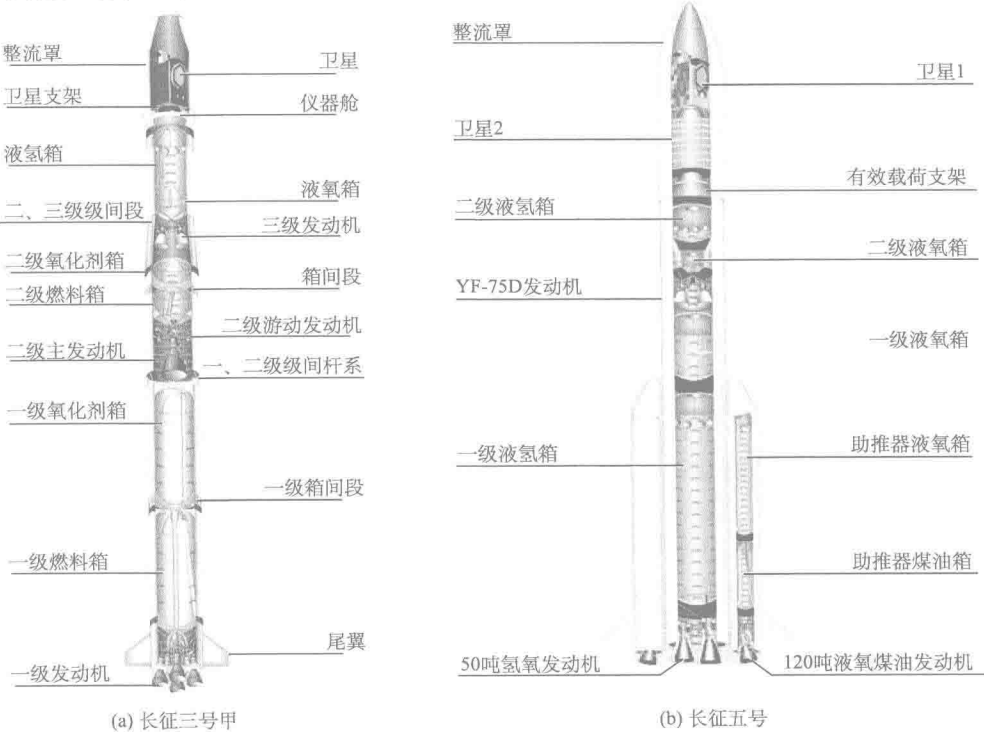


图 1.1 火箭结构示意图

液体火箭结构一般由有效载荷(卫星或其他航天器)、头部整流罩、贮箱及箱间段、仪器舱、级间段、发动机推力结构、尾舱、管路系统等部分组成,需要分离的部位有分离连接装置。

有效载荷一般位于火箭的顶端,随着火箭、导弹的种类不同,含义有所不同。例如,运载火箭的有效载荷是人造地球卫星、载人飞船、空间探测器等,弹道式导弹的有效载荷是弹头,有翼式导弹的有效载荷是战斗部,探空火箭的有效载荷是探测仪器、生物实验箭头等。运载火箭和探空火箭的有效载荷一般需要整流罩的保护。整流罩是具有一定刚度的可抛掷薄壁结构,具有良好的气动外形和无线电波穿透性,在大气层内飞行时保护有效载荷,承受气动载荷和热流。贮箱占火箭体积的大部分,除了贮存推进剂,还是火箭的承力结构,主要承受轴向载荷、弯矩和内压力。

贮箱一般是薄壁结构,壁厚小于或等于箱体曲率半径的 $1/20$,箱壁结构形式取决于载荷类型。低温推进剂贮箱还需要采取充分的隔热措施,以减少液体蒸发。仪器舱用以安装飞行控制仪器、遥测仪器和热调节设备,承受轴向载荷和弯矩。按所处部位不同,仪器舱有截锥和圆筒两种形式。

级间段是多级火箭级间的连接部件,其结构形式与分离方式有关。冷分离方式的级间段采用半硬壳结构;热分离方式的级间段可采用合金钢管焊接成形的杆系结构,便于上面级发动机燃气流顺畅排出;也可采用开有排气舱口的网络结构。

发动机推力结构用于安装发动机并把推力传给贮箱的承力构件。它还是发动机零、组件的安装支持部件。大型运载火箭发动机推力结构为杆系结构或半硬壳结构,后者有圆筒形和截锥形两种形式,它们能均匀地传递推力。

尾舱位于火箭的尾部,是火箭竖立在发射台上的承力构件,又是发动机的保护罩。当火箭有尾翼时,它是尾翼的支持部件。尾舱上若有发射支点,它还承受轴向载荷和侧风引起的弯矩和剪力。发射支点若在火箭的其他部件上,尾舱则只承受在大气层飞行时的空气动力载荷,所以重量较小。在一些火箭的尾舱上装有4个尾翼,用以增加火箭的静稳定性,改善火箭的稳定控制性能。

固体火箭结构与液体火箭类似,差别在于固体火箭没有推进剂贮箱和箱间段,其固体发动机壳体是箭体的组成部分,推进剂装于其内。固体火箭的运动组件较少,结构简单。固体火箭的比冲和燃烧时间有限,在运载能力相同时固体火箭比液体火箭所需级数多。

2. 航天器

航天器任务的多样性决定航天器结构形式的多样性。航天器结构一般分为卫星结构、空间探测器结构、载人飞船结构和航天飞机结构。这里主要介绍卫星结构和载人飞船结构。

卫星结构多种多样,早期近地轨道卫星大多为固定式结构。为了增加功能和扩大尺寸,现代卫星大多采用一些可展开式结构,这种结构在发射时藏在运载火箭的有限容积内,到了空间展开成较大的结构。为了达到多用途和提高经济效益的目的,后又发展出公用舱结构。但无论怎么发展,从功能上看,卫星结构大都由承力部件、外壳、安装部

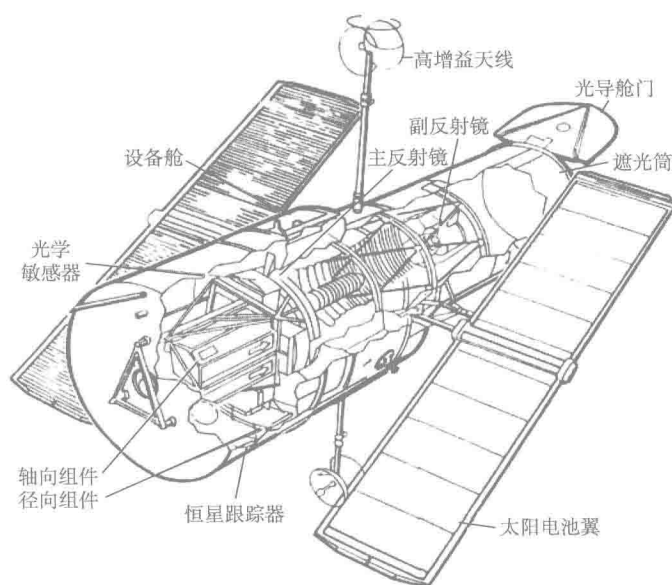
件、太阳能电池阵和天线等附件结构等组成,如图 1.2(a)所示。

承力部件与运载火箭相连接,承受发射过程中的推力和弯矩。因而需要有很高的强度和刚度。承力部件有以下几种形式:圆柱(或截锥)壳式中心承力筒、板式平台结构、整体壳式结构、杆系结构等。

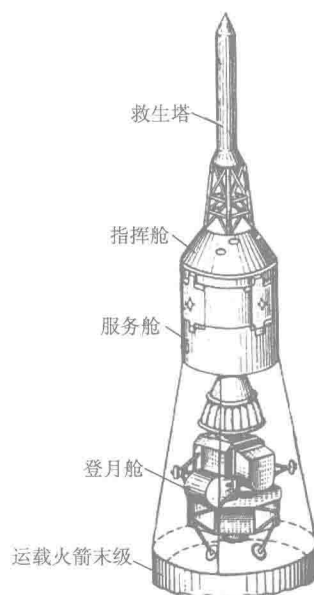
外壳处于卫星的最外层,形成卫星的外表面,也可兼作承力构件。外壳的形状多种多样,如球形、多面柱形、锥形和各种不规则的多面体等。除维持外形外,外壳还应满足表面积、热控制、卫星内容积、各种表面开孔、空间辐射防护等要求。

安装部件的结构形式可以是仪器舱、盘式构件或支架,用于保证仪器设备安装的各种要求,如安装精度、密封性、热控制、防振、防磁等。

太阳能电池阵结构是安装太阳电池的构件。其结构形式主要有两种:体装式结构和可展开式结构。体装式结构比较简单,直接在航天器本体表面直接粘贴太阳电池片。可展开式结构为太阳能电池翼,简称太阳翼。这种结构分为刚性折叠、柔性折叠和柔性卷式三种。刚性折叠式结构由刚性板通过铰链连接而成,以铰链弹簧为动力展开成翼状。柔性折叠式结构由薄膜和折臂式(或望远镜镜筒式)的展开机构组成。柔性卷式结构由薄膜和支杆组成,可用卷筒卷成很小体积,其支杆类似于金属卷尺,靠电机和传动装置展开成具有一定刚度的长直杆。



(a) “空间望远镜”天文卫星



(b) “阿波罗”号飞船

图 1.2 航天器结构示意图

载人飞船属于需要载人返回地面的航天器,必须具备与再入防热、着陆、救生、生命保障等要求相适应的结构,因此载人飞船与卫星的结构形式有较大区别。早期发射的飞船大多是截锥加上圆柱段,最外面都有防热结构。例如,“阿波罗”号飞船的结构由

救生塔、指挥舱、服务舱、登月舱等几大部分组成,如图 1.2(b)所示。救生塔是一个桁架式的塔形结构。它的功能是在发射过程出现紧急情况时,使飞船逃离危险区。登月舱是一个极其复杂的特殊结构,供载人登月之用。指挥舱的外形呈圆锥形,是需要返回地面的部分。它的外部由烧蚀材料层和不锈钢蜂窝夹层组成防热外壳。内部是铝蜂窝夹层结构的密封舱体,用多根锻铝纵梁加强,密封舱体为航天员提供可靠的工作环境。服务舱的外壳是一个铝蜂窝夹层的圆柱壳体。舱内有铝合金的径向壁板,用以安装主发动机、燃料和氧化剂箱等设备。载人飞船和返回式卫星在重返大气层时会遇到极高的温度,必须采用特殊的防热结构。

1.3 飞行器结构的研制过程

飞行器的研制是一个从确定要求开始,直到交付适合发射和使用的飞行器产品为止的过程。飞行器结构的研制,将参与到这整个过程中。飞行器结构的各个研制阶段主要经历设计(包括分析)、制造和试验三个步骤。“设计”是把飞行器系统对结构的要求转化为可实施的具体图样和文件;“制造”是把设计意图转化为实际的产品;“试验”是对某些产品结构进行模拟飞行条件下的地面验证。但由于飞行器的种类不同,各研制部门的情况不同,飞行器结构的研制程序也不完全相同。

需要说明的是,结构设计过程中需要进行结构分析,分析为设计提供定量的依据,同时又对设计的结果进行验证。在飞行器结构的研制过程中,设计和分析密切相关,往往要经过从分析到设计,再从设计到分析的多次迭代,才能得到最终的设计结果。因此,广义地说,分析也可认为是设计工作的一个部分,并且有时为了叙述方便,把设计与分析合称为设计。但由于分析工作的专业性、复杂性和重要性,一般与设计工作分开进行。在下述研制过程中也把设计和分析分开表示。

1.3.1 火箭、导弹结构的研制过程

导弹、火箭的研制过程一般分为论证阶段、方案阶段、工程研制阶段、设计定型阶段和生产定型阶段。其结构系统作为主要分系统,参与各个研制阶段,图 1.3 给出了导弹结构的研制过程,包括论证、方案、工程研制、设计定型、生产定型等五个阶段。因为论证阶段的主要工作是进行导弹战术技术指标的论证,所以论证工作由使用部门组织进行。设计定型、生产定型阶段的主要工作是进行定型鉴定试验、全面评定导弹性能指标、进行设计定型和生产定型。这三个阶段与导弹的具体研制工作联系不大,所以导弹结构系统的研制,主要是在方案阶段和工程研制阶段进行的。

1. 方案阶段

方案阶段的主要工作是根据总体设计下达的结构设计任务书,首先进行导弹全结构的总体方案设计,完成各部段结构方案设计、部段之间的受力协调以及仪器设备、电缆、管路的安装铺设方案的设计。然后,在进行分析、比较,并确认关键技术可行后,选择出最佳设计方案和试验验证项目。最后,形成方案论证报告和原理样机,原理样机往往

是三维模型，通过评审之后，方可进入工程研制阶段。

方案论证时必须考虑方案对结构技术要求的满足程度，以及技术继承性、经济性、可靠性和是否积极地采用新材料、新工艺、新技术等因素。

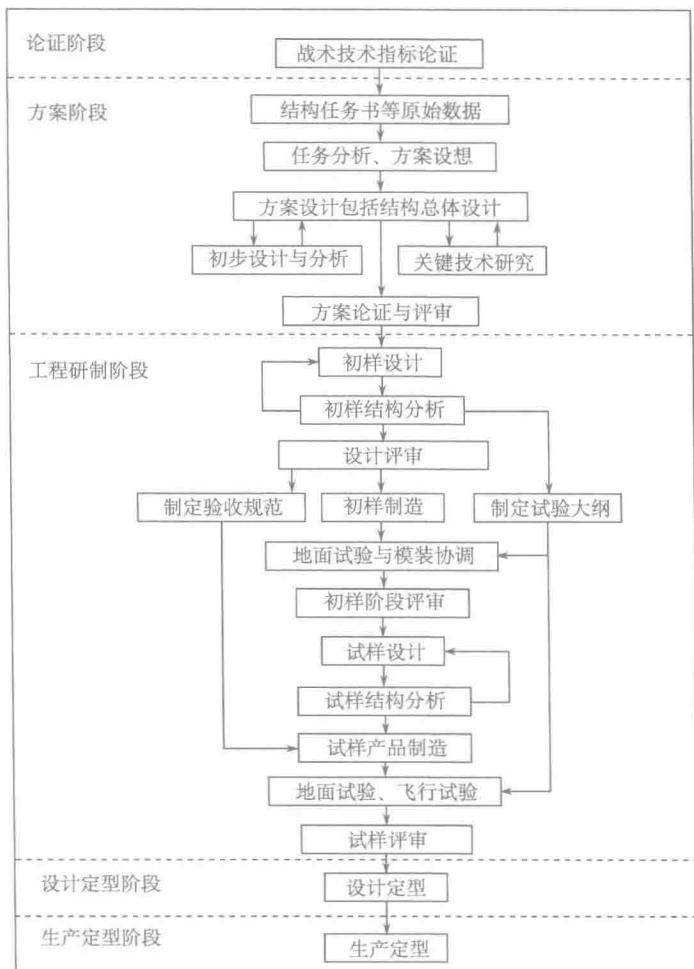


图 1.3 导弹结构的研制过程

2. 工程研制阶段

工程研制阶段由初样阶段和试样阶段组成。

1) 初样阶段

初样阶段的主要任务是设计出符合外载荷条件、使用要求及系统安装协调要求的初样产品，并进行生产和试验，最终提交设计文件。在初样设计阶段，主要进行以下 10 项工作。

(1) 在导弹内进行各项装载的安排。