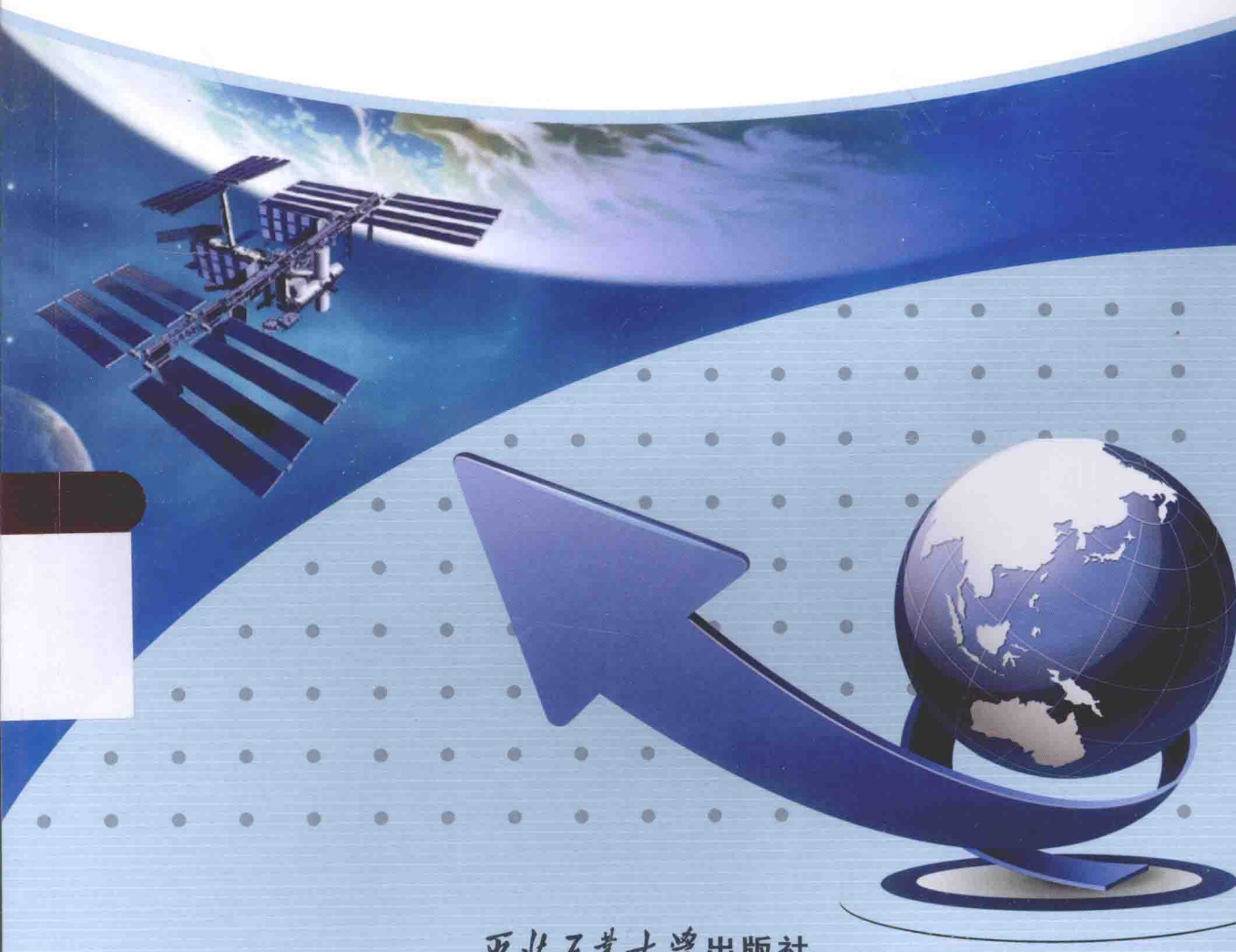




工业和信息化部“十二五”规划教材

飞行器结构力学

文立华◎主编



西北工业大学出版社



工业和信息化部“十二五”规划教材

FEIXINGQI JIEGOU LIXUE

飞行器结构力学

主编 文立华

编者 文立华 校金友 杨 茂

郑晓亚 吴 斌 徐 超

西北工业大学出版社

【内容简介】 本书系统阐述了飞行器(包括飞机、火箭、卫星等)结构力学分析的基本理论和工程计算方法。全书共8章。其内容包括飞行器结构的分类和结构力学的发展,杆、板和薄壁元件的受力特点,飞行器典型结构的传力和计算模型的简化方法,结构的几何组成分析,静定薄壁结构的静力学分析方法,能量原理的基本概念和方法,飞行器结构的近似分析方法,超静定结构分析的力法和位移法基本原理,工程梁理论和结构稳定性的基本概念以及有限元方法的基本原理等。

本书既可作为航空航天专业本科教材,也可作为其他有关专业结构力学课程和航空航天专业教师及工程技术人员参考用书。

图书在版编目(CIP)数据

飞行器结构力学/文立华主编. —西安:西北工业大学出版社,2015.8
ISBN 978-7-5612-4492-0

I. ①飞… II. ①文… III. ①飞行器—结构力学 IV. ①V414

中国版本图书馆CIP数据核字(2015)第182183号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路127号 邮编:710072

电话:(029)88493844 88491757

网址:www.nwpu.com

印刷者:陕西宝石兰印务有限责任公司

开本:787 mm×1 092 mm 1/16

印张:16.125

字数:392千字

版次:2015年9月第1版 2015年9月第1次印刷

定价:42.00元

前 言

飞行器结构力学主要是研究运载火箭、导弹、卫星等航天器结构的分析与计算方法、结构的合理承载形式等问题,是进行飞行器设计分析的理论基础。它通过一定的合理假设,将工程中真实的飞行器结构加以简化,用理想的受力系统代替实际结构,得到具有足够精度、满足工程计算要求的数学模型。在此基础上研究飞行器结构的组成是否合理,探讨在外载荷作用下结构内力、刚度的计算方法,确定结构的强度与稳定性等问题。

虽然飞行器结构力学的应用背景很强,但毕竟是结构分析计算方法的基础理论。随着结构力学学科的发展,新的结构分析方法在不断出现,飞行器的发展日新月异,也在不断呼唤新的结构分析方法。因此本书在突出工程应用背景的同时强调基础理论,力图使学生具有必要的基础知识以适应航空航天科学技术的发展。本书对传统的结构力学内容有所取舍,突出基本的力学概念和原理,从基本原理上阐明结构分析的方法与应用,为学生以后适应未来飞行器发展的要求打下扎实的基础。

全书共分8章。首先简要介绍了飞行器结构的分类和飞行器结构力学的发展,然后介绍了杆、板和薄壁元件等飞行器结构的基本元件的受力特点,阐述了飞行器典型结构的传力分析和计算模型的简化方法。在此基础上,介绍了结构的几何组成分析和静定薄壁结构的静力学分析与位移分析方法,并在阐述能量原理的基本概念和方法的基础上,介绍了飞行器结构的近似分析方法、超静定结构分析的方法和位移法的基本原理。随后介绍了飞行器结构分析中的工程梁理论和结构稳定性的基本概念。最后介绍了当前结构分析中的主流方法——有限元法的基本原理及其在结构分析中的应用。

本书第1,2,5章由文立华编写,第3,4章由文立华和郑晓亚编写,第6,7章由杨茂编写,第8章由校金友编写并完成全书统稿,吴斌和徐超参与全书大纲的编写和部分内容的修改。

承蒙北京航空航天大学向锦武教授和西北工业大学余旭东教授审阅了全稿,并且提出了许多宝贵的意见,在此表示衷心感谢。

在本书的编写过程中,得到了许多同行专家、教授的大力帮助,并参阅了相关的文献资料,在此向给予帮助的专家、教授和文献资料的作者一并致谢。

由于水平有限,书中难免有缺点和不足,恳请广大读者和专家批评指正。

编 者

2015年5月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 飞行器结构的组成与分类	1
1.2 飞行器结构与结构力学发展简介.....	11
1.3 飞行器结构系统研制过程简介.....	16
习题与思考题	18
第 2 章 飞行器典型结构的传力分析与模型简化	19
2.1 飞行器载荷分析.....	19
2.2 杆件、薄板与薄壳承载的基本特点与基本假定.....	26
2.3 翼面结构.....	37
2.4 弹(箭)结构.....	55
2.5 结构的理想化与计算模型.....	66
习题与思考题	70
第 3 章 结构的几何组成分析	71
3.1 基本概念.....	71
3.2 几何不变性分析的运动学方法.....	73
3.3 几何不变性分析的静力学方法.....	84
习题与思考题	87
第 4 章 静定薄壁结构的内力及弹性位移分析	90
4.1 静定桁架的内力计算.....	90
4.2 静定刚架的内力计算.....	93
4.3 静定薄壁结构的内力计算.....	95
4.4 静定结构的弹性位移计算	109
习题与思考题.....	117
第 5 章 能量原理及其在结构分析中的应用	120
5.1 静力方程、几何方程和可能内力、可能位移	120
5.2 应变能和余应变能	123
5.3 能量原理	127
5.4 静不定结构分析	140
习题与思考题.....	153

第 6 章 薄壁梁的弯曲和扭转	155
6.1 引言	155
6.2 自由弯曲的正应力	156
6.3 开剖面系统的弯曲剪流	160
6.4 开剖面系统的弯心	162
6.5 单闭室剖面剪流	170
6.6 单闭室剖面刚心	173
6.7 多闭室剖面剪流	179
6.8 限制扭转的概念	184
6.9 剪切滞后	187
习题与思考题	189
第 7 章 薄壁结构的弹性静力稳定性	192
7.1 结构稳定性的基本概念	192
7.2 压杆稳定性	195
7.3 薄壁杆的局部失稳与总体失稳	196
7.4 薄板的弹性屈曲	198
7.5 圆柱薄壳的弹性屈曲	215
习题与思考题	217
第 8 章 有限元法概要	220
8.1 有限元法简介	220
8.2 有限元法基本原理	221
8.3 有限元法的数值实现	229
8.4 几种常用的单元介绍	235
习题与思考题	250
参考文献	251

第1章 绪 论

对于航空航天领域,飞行器结构大多是薄壁结构,薄壁结构力学构成飞行器结构力学的主要内容。飞行器结构力学是飞行器结构计算的理论基础。它研究飞行器在外载荷作用下,结构最合理的组成及计算方法。所谓最合理的结构是指,在满足设计中关于强度与刚度的基本要求下,同时在结构空间允许的情况下,具有最轻的重量。

为了达到以上目的,对飞行器结构设计者来说,必须较熟练地掌握结构力学的基本原理与方法。飞行器结构力学是飞行器设计的专业基础课程,具有很强的应用背景,为了明确学习目的和重点,有必要了解飞行器发展的历程、飞行器的主要组成部分、各部分的典型结构形式、使用的材料、所受的载荷以及飞行器设计的基本过程。在进行实际结构分析时,这部分知识也有助于结构分析师从工程问题中抽象出合理的力学模型,并在此基础上进行具体的力学分析。本章只对这些内容进行比较概括的介绍,力求突出其中和力学分析相关的部分。

1.1 飞行器结构的组成与分类

1.1.1 飞机结构系统的主要组成

飞机结构系统由机身、机翼、尾翼、起落架、操纵机构等组成,如图 1.1.1 所示。

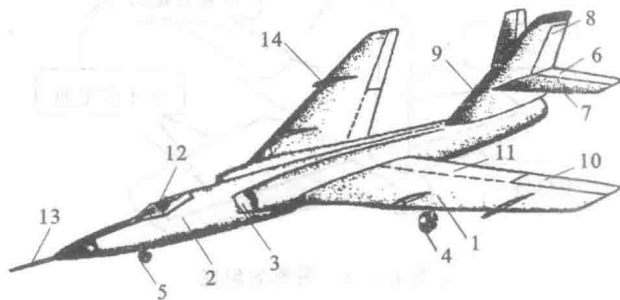


图 1.1.1 飞机主要组成部分

1—机翼;2—机身;3—进气口(发动机在机身内);4—起落架主轮;5—起落架前轮;6—升降舵;7—水平安定面;
8—方向舵;9—垂直安定面;10—副翼;11—襟翼;12—驾驶员座舱;13—空速管;14—翼刀

1. 机翼

机翼的功用主要是提供升力,与尾翼一起形成良好的稳定性和操纵性。另外,在机翼的内部可以装载燃油、设备、武器,在机翼上可以安装起落架、发动机、悬挂导弹、副油箱及其他外挂设备。

典型机翼的受力构件包括纵向(沿翼展方向)骨架、横向(沿气流方向或垂直于翼梁方向)骨架和蒙皮。纵向骨架有翼梁、纵墙和桁条,横向骨架有普通翼肋和加强翼肋,其整体布置如

图 1.1.2 所示。

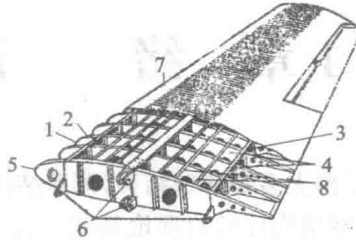


图 1.1.2 机翼典型结构构件

1—翼梁;2—前纵墙;3—后纵墙;4—普通翼肋;5—加强翼肋;6—对接接头;7—硬铝蒙皮;8—长桁

2. 机身

机身的作用是装载人员、货物、设备、燃油等物品,同时固定机翼、尾翼、起落架等部件与操纵机构,使之连成一个整体。机身可以分为若干段。典型机身的受力构件包括纵向(沿机身纵轴方向)元件——桁梁、桁条和垂直于机身纵轴的横向元件——隔框以及蒙皮,其典型结构如图 1.1.3 所示。

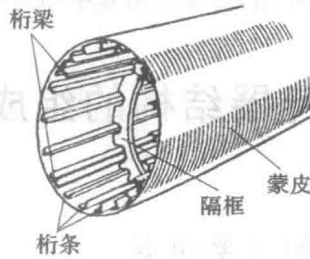


图 1.1.3 机身典型结构构件

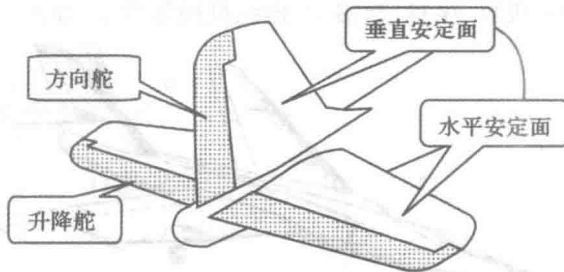


图 1.1.4 尾翼的组成

3. 尾翼

尾翼的主要功用是保证飞机的纵向和横向平衡,并使飞机在纵向和横向两方面具有必要的稳定性和操纵性。一般尾翼包括水平尾翼和垂直尾翼。通常低速飞机的尾翼都是分成可动的舵面和固定的安定面两部分,如图 1.1.4 所示。尾翼受力构件与机翼类似。

4. 起落架

飞机起落架的主要功用是提供飞机起飞、着陆、滑跑和地面或水面停放之用。它可以吸收着陆冲击能量,减小冲击载荷,改善滑行性能。

典型的起落架由受力结构、减震器、机轮、刹车装置和收放机构等部件组成。其受力结构

形式有构架式、梁式(包括简单支柱式、撑杆支柱式、摇臂支柱式等)、桁架与梁混合式等。图 1.1.5 所示为一种撑杆支柱式起落架。

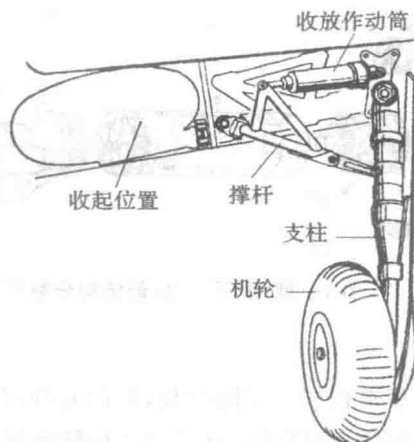


图 1.1.5 起落架的组成

1.1.2 导弹、火箭结构系统的主要组成

在不考虑助推器的情况下,导弹、火箭的受力结构系统主要由有效载荷舱(包括整流罩或弹头)、弹身或箭身(包括液体火箭发动机的贮箱)、翼面(包括稳定翼)、舵面和各种机构组成,如图 1.1.6 和图 1.1.7 所示。

1. 有效载荷舱

有效载荷随着导弹、火箭的种类不同,含义有所不同。例如,对于弹道式导弹,它是弹头;对于有翼式导弹,它是战斗部;对于运载火箭,它是人造地球卫星、载人飞船、空间探测器等;对于探空火箭,它是探测仪器、生物实验箭头等。对于运载火箭和探空火箭来讲,此舱一般还包括整流罩。有效载荷舱的功用是装载有效载荷,保证有效载荷要求的工作环境,承受内部装载的惯性力、气动力和气动加热引起的载荷。一般说来,有效载荷舱的承力结构主要是外部舱(壳)体和内部的安装骨架。对于运载火箭,主要承力结构是整流罩和罩内的安装固定装置(例如有效载荷适配器),也可以把整流罩作为箭身一部分。

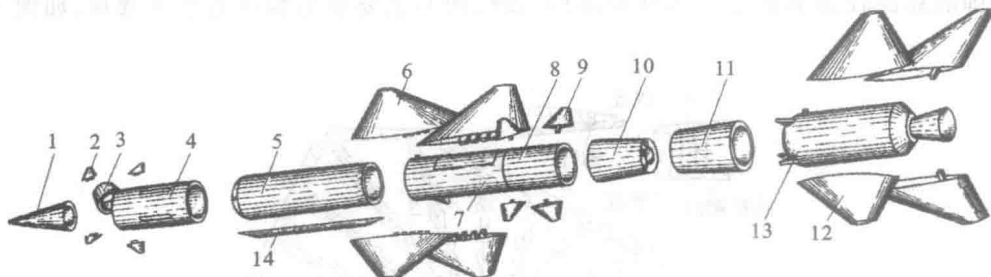


图 1.1.6 “萨姆-2”防空导弹弹体分解图

1—舱; 2—前翼; 3—二甲舱; 4—二乙舱; 5—三舱; 6—弹翼; 7—四甲舱; 8—四乙舱;
9—舵面; 10—五舱; 11—六舱; 12—稳定面; 13—固体助推器; 14—整流罩

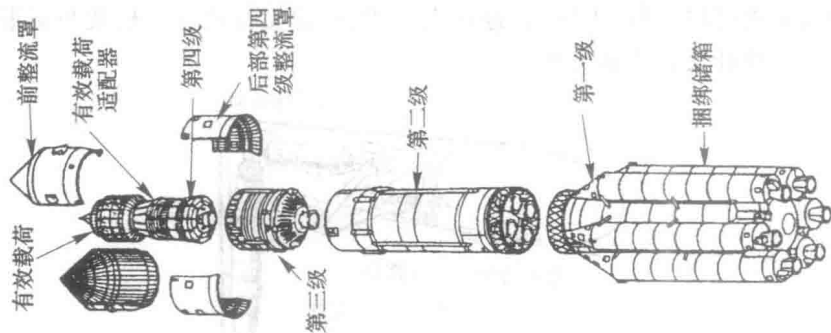


图 1.1.7 D-1-e 型“质子号”火箭结构分解示意图

2. 弹身或箭身

弹身或箭身的功用与机身基本相同。不同的是，它们的分离面较多，形成各种不同功能的舱段(包括火箭发动机贮箱、级间段、尾段等)，其承力结构除采用机身的结构形式外，还采用加肋壳式整体结构、蜂窝夹层结构等，主要由壳体受力传力，如图 1.1.8 所示。

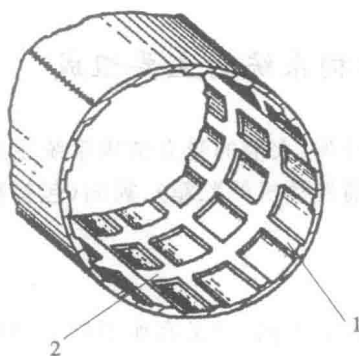


图 1.1.8 加肋壳式结构

1—纵向加强筋；2—横向加强框

3. 翼面

翼面包括主翼(弹翼)、尾翼、前翼、安定面及舵面等，它的功用主要是提供升力，形成良好的稳定性与操纵性。主要的结构形式和受力构件与机翼基本相同，但使用的结构形式较多。例如有翼导弹的翼面较多地使用整体壁板结构，该结构的主要承力构件为整体壁板，如图 1.1.9 所示。

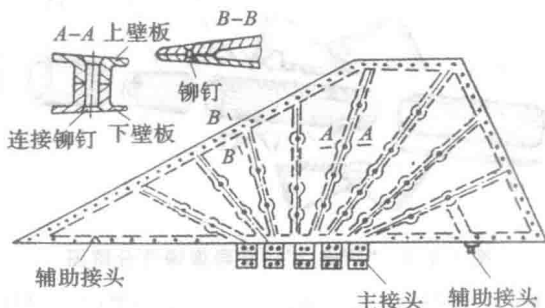


图 1.1.9 组合式整体结构翼面

4. 舵面

舵面是导弹、火箭的操纵面。通过操纵舵面转动,产生足够的气动力矩,用以保证导弹或火箭飞行的操纵性与稳定性。舵面的受力构件与飞机舵面基本相同,但应用较多的是整体实心板结构,气动载荷直接由整体实心板承受与传递。

1.1.3 航天器结构系统的主要组成

航天器由不同功能的若干分系统组成。这些系统一般可分为专用系统与保障系统两大类。专用系统用于直接执行特定的航天任务,例如通信卫星的转发器、通信天线等。各类航天器的保障系统一般包括结构系统、热控制系统、姿态和轨道控制系统、生命保障系统等。这里主要介绍结构系统的组成。

1. 人造卫星结构系统

根据卫星结构本身承受载荷的功能,可把卫星结构分为主结构(主承力结构)和次结构。主结构或称主承力结构,它是卫星结构中的“脊梁”。主结构与运载火箭对接,把载荷从运载火箭传递到航天器,构成载荷传递路径,主要承受发射时火箭推力传来的载荷。卫星主结构的主要结构形式有中心承力筒结构、杆系结构、箱形板式结构、壳体结构。另外,主结构也可包括卫星与运载火箭的对接段和卫星上的发动机支架。目前,多数卫星采用中心承力筒形式作为主结构,如图 1.1.10 所示。次结构是由上述主结构分支出来的卫星上其余各种结构,如各种仪器设备的安装结构和卫星外壳结构等。另外,次结构也包括展开式太阳能电池阵结构和天线结构等。

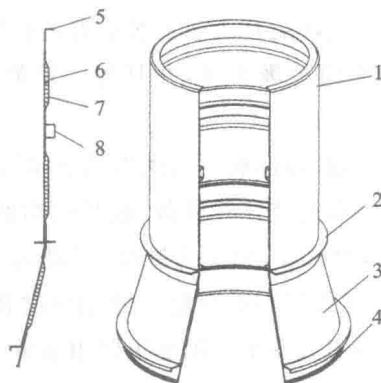


图 1.1.10 INTELSAT V 通信卫星中心承力筒

1—圆筒体;2—远地点发动机框;3—锥壳;4—包带分离框;5—天线支承框;
6—外面板;7—内面板;8—燃料储存箱支承框

图 1.1.10 所示的 INTELSAT V 通信卫星中心承力筒由一段直筒和一段锥筒组成,它们通过远地点发动机框连接在一起。筒体为不对称蜂窝夹层结构,碳纤维/环氧树脂复合材料面

板由高强碳纤维 T300 织布和高模量碳纤维混合铺成,芯材为铝蜂窝芯子。蜂窝夹层筒体与发动机框和包带分离框是通过胶黏剂胶接,并用铆钉辅助连接而成的。

2. 载人飞船结构系统

载人飞船一般由乘员返回座舱(返回舱)、轨道舱、服务舱、对接舱、应急救生装置、太阳翼(太阳能电池阵)等部分组成(见图 1.1.11)。

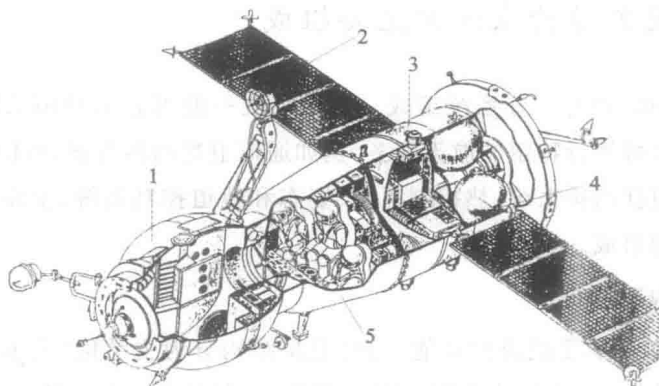


图 1.1.11 联盟号飞船舱内布局

1—轨道舱;2—太阳能电池板;3—仪器舱;4—推进系统;5—返回舱

结构分系统的主要任务是为航天员提供密封的压力舱,为其他分系统提供安放各种仪器设备、流体管道和电缆等的适当空间和连接支架等。飞船返回舱结构还必须具有防护气动热的防热结构。飞船舱段结构有密封结构和非密封结构两大类。飞船的返回舱(座舱)、轨道舱等属密封结构。飞船的资源舱、推进舱和仪器舱等通常为非密封结构。与机身结构相似,受力元件主要是蒙皮、隔框和桁条等。返回舱是飞船的核心舱,应具有承受内部压力的结构强度,防护屏厚度应不致被微流星或空间垃圾击穿,并具有一定的辐射屏蔽能力,保护航天员的健康。

图 1.1.12 所示为联盟号返回舱,返回舱结构由内部金属结构和外部防热结构组成。内部金属结构为铝合金结构,用以承力和安装仪器设备,包括前端框和后端框、侧壁金属结构以及密封大底。侧壁金属结构的上部为球段,中部为锥段,下部为筒段,由蒙皮、隔框和桁条等组成。桁条主要用于承受发射救生时作用在返回舱上的轴向过载。桁条采用等强度设计,截面尺寸从前端框开始到球锥相切处,由大变小。隔框主要用来承受横向载荷以及内压和外压,保持返回舱口的气动力外形。

密封大底与侧壁密封连接。密封大底为端框加球底夹层结构。球底夹层为蜂窝式夹层结构,在改进的联盟-T 和联盟-TM 中,蜂窝夹层结构改为双层蒙皮,中间具有径向加强筋的结构形式。

密封大底上安装仪器设备。仪器设备固定在与端框焊成一体的主承力梁上。梁中间底部与内蒙皮之间有 100mm 的间隙,用软铝板冲成的“[”形框连接,使飞船着陆时,大底产生变形,减弱着陆冲击对安装在大底上的仪器设备的影响。

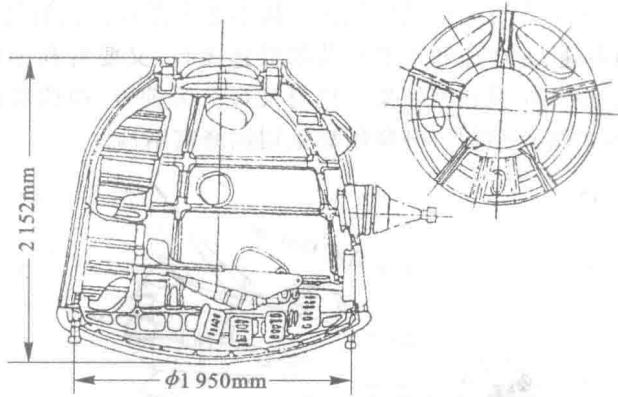


图 1.1.12 联盟号返回舱结构示意图

3. 航天飞机结构系统

航天飞机是一种可从空间轨道上整体返回,具有在指定机场跑道上着陆能力的、带翼的多次重复使用的载人或不载人的航天器。航天飞机可以将各种有效载荷(例如各种卫星等)直接送入近地轨道。航天飞机进入近地轨道的部分叫作轨道器。由于轨道器具有一般航天器所具有的各种分系统,所以它可以完成包括人造地球卫星、货运飞船、载人飞船甚至小型空间站等许多功能。它还可以完成一般航天器所没有的功能,如向近地轨道施放卫星,从轨道上捕捉、维修和回收卫星等。

各种航天飞机虽然总体方案有所不同,但是在构造原理上却是相似的。现在仅以美国的航天飞机为例进行介绍。美国的航天飞机主要由两个助推器、一个外挂贮箱和一个轨道器组成,如图 1.1.13 所示。

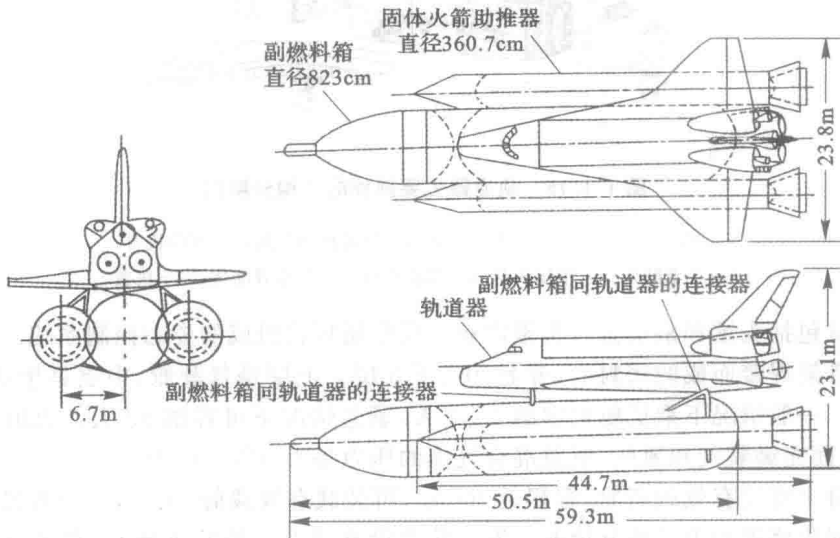


图 1.1.13 美国航天飞机总体外形图

轨道器(见图 1.1.14 和图 1.1.15)是航天飞机的核心部分,也是设计最困难和结构最复

杂的组成部分。它所经历的飞行过程及环境比飞机要恶劣得多。它的气动外形既要适合于在大气中作高超声速、超声速、亚声速和水平着陆的低速飞行,又要有利于防护气动加热。轨道器从结构上分为机身、机翼、尾翼和着陆架。机身又可分为前段、中段和尾段3部分。结构形式大多为蒙皮骨架组成的薄壁结构。升降副翼采用铝蜂窝结构。

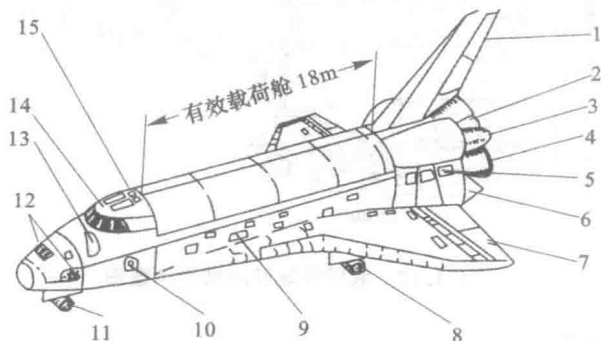


图 1.1.14 轨道器外形及主要部件的部位图

- 1—方向舵和减速板;2—轨道机动发动机;3—后部反作用控制发动机;4—主发动机;5—发射用脱落插头盖板;
6—襟翼;7—升降副翼;8—主着陆架;9—有效载荷脱落插头盖板;10—侧舱口;11—头部着陆架;
12—前部反作用控制发动机;13—恒星跟踪器盖;14—乘员舱;15—有效载荷观察窗

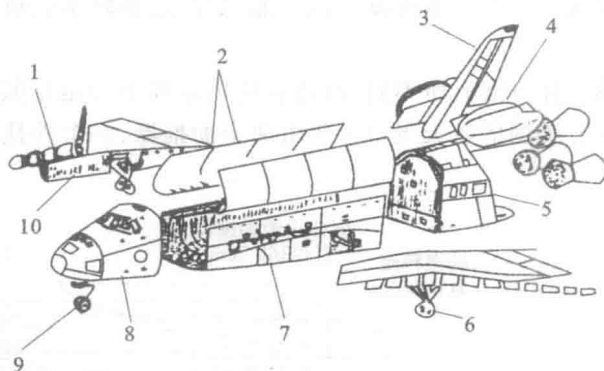


图 1.1.15 轨道器主要部件的结构分解图

- 1—前缘;2—货舱门;3—垂直尾翼;4—轨道机动系统;5—尾段机身;
6—主着陆架;7—中段机身;8—前段机身;9—头部着陆架;10—机翼

前段机身包括头锥和乘员舱。头锥内有由反作用喷管组成的姿态控制系统。乘员舱为铝合金和加强骨架焊接而成的密封舱,分上、中、下3层。上层是驾驶舱,中层是生活舱,下层是仪器设备舱。一般情况下乘员舱可容纳4~7人,紧急情况下可容纳10人。轨道器的乘员舱是密封的,里面充满氧气和氮气,氧氮混合气体的压力是 $1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$ 。

中段机身主要是有效载荷舱,容积近 300 m^3 ,可装载有效载荷29.5t,用于放置向轨道布放或从轨道上回收修理的卫星或其他航天器。舱内设有可以遥控的机械臂,它是一个总长15m多的三节细长杆,由于杆件相对较细,整个机械臂十分柔软,在地面上几乎不能承受自身的质量(410kg),但是在失重条件下的宇宙空间,却可以迅速而灵活地装卸十多吨的有效载荷。有效载荷舱有两扇圆形的舱门,每扇长18.3m,圆柱弧长3.04m,采用石墨/环氧-Nomex非金

属蜂窝夹层结构。轨道器在轨道上运行时,需要定时打开舱门进行散热,因此要求舱门在温差变化很大的情况下能够方便开启。

尾段机身由整块铝板机械加工制成,里面配有硼环氧树脂增强的钛合金构架。在后部有一个铝蜂窝隔热的防热罩,用以保护推进系统。尾段内装有3台主发动机、2台轨道机动发动机和反作用控制系统。

三角形机翼和垂直尾翼使轨道器返回地球的时候在大气层中飞行具有良好的稳定性和操纵性,能像普通飞机一样飞行自如。

1.1.4 飞行器结构形式的分类

飞行器的任务不同,使得在飞行器结构分系统中采用的受力与传力的结构形式多种多样。承受结构上载荷(作用力和力矩)的构件的总和,组成了结构的主承力系统,构成结构的主传力路径,结构的其他构件将局部载荷传递到主承力系统构件上,并与它一起形成结构的整个承力系统。所谓结构形式是指结构中主承力系统的组成形式。各种不同的结构形式,表征了结构不同的受力与传力特点。按照不同的分类方式,可以对结构进行分类。这里主要按照结构的受力与传力形式分类。

1. 蒙皮骨架结构

蒙皮骨架结构即由蒙皮和骨架组成的薄壁结构。其骨架由纵向骨架和横向骨架组成。例如翼面的纵向骨架有大梁、桁条、墙等,横向骨架有翼肋等。舱段的纵向骨架有大梁、桁条等;横向骨架有框。蒙皮与骨架一般是通过铆接装配在一起的,如图1.1.16所示。

结构的弯矩和轴向力主要由纵向骨架承受与传递,剪力与转矩主要是由横向骨架和蒙皮来承受与传递。

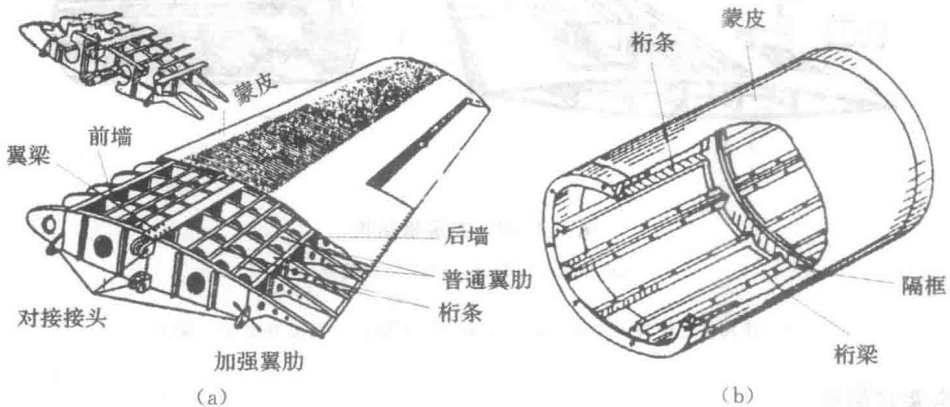


图 1.1.16 蒙皮骨架结构

(a)翼面的典型结构构件;(b)桁梁式结构

2. 整体结构

整体结构是将蒙皮和骨架合为一个整体的结构(见图1.1.17)。一般情况下,蒙皮较厚,骨架变成了整体结构的纵向和横向的加强筋,结构以弹性板、壳的形式承受和传递载荷。

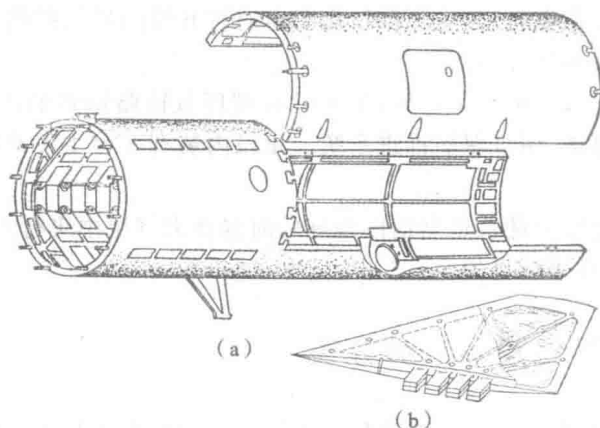


图 1.1.17 整体结构

(a)整体结构舱段;(b)整体结构弹翼

3. 夹层结构

这种结构形式的特点是采用了夹层板作主要受力构件。夹层板由上、下两层薄面板和中间的夹芯层连接而成,如图 1.1.18 所示。夹芯层通常是蜂窝结构、波纹板结构或泡沫结构。

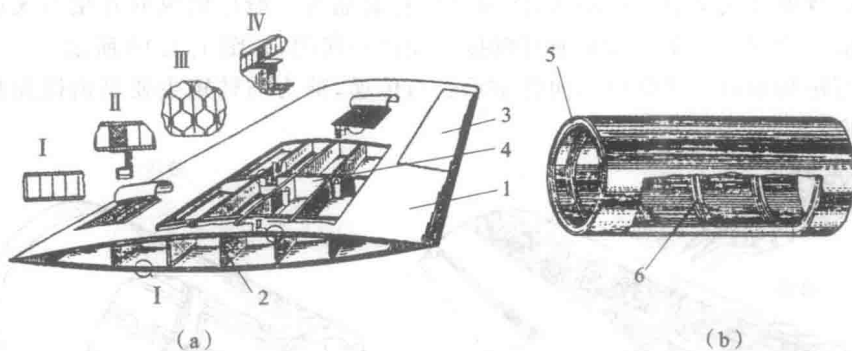


图 1.1.18 夹层板结构

(a)蜂窝夹层翼面;(b)夹层式机身

1—蜂窝夹芯蒙皮;2—纵墙;3—副翼;4—翼肋;5—夹层蒙皮;6—隔框

4. 构架式结构

构架式结构又称杆系结构,它是由一定的配置数目和配置方向的杆件连接而成的构架(见图 1.1.19)。如果各杆件之间由铰接点连接,则形成桁架结构;如果各杆之间是刚性连接(例如焊接),则形成刚架结构。桁架结构载荷作用在结构的节点上,各构件只承受轴向载荷;刚架又可称框架,是可以通过节点,使构件承受剪切和弯曲的结构。由于实际与各杆件的连接通常采用可传递弯矩的螺纹连接或焊接,所以很少有真正意义上的桁架结构,其杆件主要承受拉、压载荷,还承受局部剪力、弯矩和扭矩。

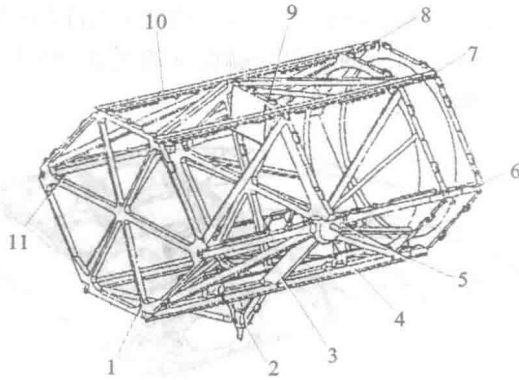


图 1.1.19 “自由号”的一段桁架结构

1—端框;2—龙骨连接轴;3—耳轴框;4—底部辅梁;5—耳轴辅梁;6—主螺接点;
7—顶部辅梁螺接点;8—顶部辅梁螺接点;9—顶部辅梁;10—顶部辅梁;11—耳轴辅梁

1.2 飞行器结构与结构力学发展简介

自从莱特兄弟 1903 年进行了人类历史上第一次使用动力飞行的试验后,人类仅用了 60 多年的时间就突破了平流层,进入到了外层空间。1939 年人类第一次使用喷气动力飞行。1942 年,现代意义的火箭诞生,实现了首次超声速飞行。在宇宙飞行方面:1957 年人类第一颗人造地球卫星上天;1961 年人类第一次载人航天,苏联尤里·加加林少校成为世界上第一位遨游太空的航天员;1969 年人类开始了首次登月的太空飞行。1981 年第一架载人航天飞行器出现在太空舞台,这是航天技术发展史上的又一个里程碑。人类在航空航天领域所取得的一个又一个里程碑的成就,无不经历了一个又一个的巨大挑战。对结构工程师而言,他们面临的挑战就是如何用最轻的结构实现最安全、最可靠、载重量最大的飞行器。

初期的飞行器为了实现能在当时的动力条件下飞行的目的,用木材和纤维布作为结构材料,结构形式采用桁架结构和绳索张拉结构。随着飞行器的速度、载重、航程和机动性等性能的发展,相应地要求飞行器结构要能承受更大的载荷、结构要有足够的强度与刚度等,人们开始寻求使用金属材料作为飞行器结构材料。1915 年容克斯(H. Junkers)制造出了世界上第一架全金属单翼机。该飞机创造性地采用了厚翼型和悬臂梁式结构。之后,1919 年他设计制造了世界上第一架全金属客机,并试飞成功。容克斯设计的这种厚翼型悬臂梁式单翼机是当时飞机结构的一个显著进步。这种结构在保证强度和刚度的同时,大大减小了机翼的飞行阻力。但是厚重的机翼和桁架结构极大地限制了飞机结构的内部空间,无法满足载人和运货的要求。为了减轻飞行器结构的质量,增加飞行器的运输能力和航程,人们开展了飞行器轻结构的研究,其中一个最重要的思想是让蒙皮也参与受力,由此产生了硬壳式结构(monocoque)、半硬壳式结构(semi-monocoque)和相应的应力蒙皮(stressed skin)技术。

1912 年法国人贝什罗(L. Béchereau)最早设计出硬壳式机身结构。在当时条件下,硬壳式结构难于制造,1924 年德国的罗尔巴赫(A. Rohrbach)设计出了半硬壳式结构,由隔框和桁条组成骨架结构,在骨架上再蒙上光滑的薄蒙皮(见图 1.2.1)。这种结构中桁条和蒙皮共同