

航 天 工 程 学

郑荣跃 王克昌 鄢小清 编

国防科技大学出版社

· 长沙 ·

图书在版编目(CIP)数据

航天工程学/郑荣跃,王克昌,鄢小清. —长沙:国防科技大学出版社,1999. 2
ISBN 7-81024-521-X

- I. 航天工程学
- Ⅱ. 郑荣跃 王克昌 鄢小清
- Ⅲ. 航天-教材
- Ⅳ. V475

国防科技大学出版社出版发行

电话:(0731)4555681 邮政编码:410073

E-mail:gfkdcbs@public.cs.hn.cn

责任编辑:石少平 责任校对:张静

新华书店总店北京发行所经销

国防科技大学印刷厂印装

787×1092 1/16 印张:18.5 字数:427 千
1999年2月第1版第1次印刷 印数:1—2000册

定价:22.00元

《航天技术系列丛书》编辑委员会

主 任	张育林					
副主任	王振国	周建平				
委 员	陈 宏	张为华	周 进	唐乾刚	于起峰	
	吴其芬	苏明照	曹泰岳	秦子增	于宴悦	
秘 书	汪赵新	黄鹏程				

内容简介

本书是有关航天工程学的基础教材。全书共分 16 章,内容包括:航天技术发展的历史及其未来发展的趋势;与航天技术相关的天文学与近地空间环境学的基础知识;运载火箭、航天器及其分系统的基础知识、工作原理;航天器的应用技术和基本原理。全书概念清晰,材料翔实,内容丰富。

本书读者对象主要是航天有关专业的低年级本科生,也可供其他相关专业的教学、科技人员和管理工作者参考。

前 言

航天工程是探索、开发和利用太空以及地球以外的天体的综合性工程技术,又称航天技术或空间技术。作为 20 世纪下半叶飞速发展起来的一门新兴的尖端技术,航天技术是当今世界高科学技术群体中对现代社会最有影响的科学技术之一。

即将到来的 21 世纪将是航天事业蓬勃发展的新世纪。从事航天事业仍将是最激动人心的工作之一。对刚刚迈进航天院校任一专业之门的学员来说,初步了解航天领域所涉及学科的基本知识、基本原理及其发展概况,无论对他们的后继学习还是日后的工作,都是大有裨益的。本书就是为了达到这个目的而编写的。

航天工程学以航天技术为研究对象,它从系统的观点全面研究航天技术的历史与发展、与航天技术相关的空间环境及构成航天技术的全部基础技术。本书紧紧围绕航天技术展开,内容包括从事航天技术应该了解的天文学和近地空间环境学的基础知识,运载火箭与航天器的初步知识、原理和技术,航天器的应用技术和基本原理。在取材的过程中,以上内容尽可能反映学科的最新成就和发展状况。

本书的读者对象主要是大学低年级学生,对刚开始从事航天事业的教师、科技工作者和管理人员全面了解航天技术也有相当的参考价值。

全书共分十六章,第一、二、九、十、十一、十五章由郑荣跃编写,第五、六、七、八、十三、十六章由王克昌编写,第三、四章由郑荣跃、王克昌编写,第十二、十四章由鄢小清编写,全书由郑荣跃完成统稿工作。

航天系统是现代典型的复杂大系统,故航天工程学的研究对象多,而其涉及的学科更是非常广,囿于我们的学识水平和篇幅的限制,书中必然存在许多缺点与不足,恳请读者批评指正。

本书在编写过程中,参考了国内外大量的文献资料和兄弟院校的有关教材,在此谨对原作者表示深深的感谢。

编 者

1998 年 12 月

目 录

第一章 概论.....	(1)
1.1 航天与航天技术	(1)
1.2 航天技术与社会发展	(3)
1.3 航天器的分类	(8)
1.4 航天技术发展简史.....	(11)
1.5 航天技术的发展趋势.....	(18)
第二章 天文学基础知识	(22)
2.1 宇宙.....	(22)
2.2 太阳系的天体及其运动.....	(23)
2.3 天球的运动和天球坐标系.....	(34)
2.4 时间和历法.....	(40)
第三章 近地空间环境	(44)
3.1 地球空间.....	(44)
3.2 地球大气.....	(45)
3.3 地球磁场与磁层.....	(50)
3.4 空间粒子辐射.....	(53)
3.5 空间真空和空间失重.....	(58)
3.6 空间碎片.....	(61)
第四章 运载火箭	(65)
4.1 运载火箭概述.....	(65)
4.2 国内外典型的运载火箭.....	(66)
第五章 运载火箭飞行原理	(92)
5.1 作用在火箭上的空气动力.....	(92)
5.2 变质量物体的动量方程及火箭的理想速度.....	(94)
5.3 火箭运动方程.....	(97)
5.4 运载火箭动力飞行段的运动特性	(100)
第六章 火箭发动机.....	(103)
6.1 火箭发动机的作用、特点及分类.....	(103)
6.2 火箭发动机的主要性能参数	(104)
6.3 液体火箭发动机	(107)
6.4 固体火箭发动机	(116)
6.5 固—液混合火箭发动机	(119)
6.6 辅助推进	(121)

第七章	火箭控制系统	(124)
7.1	控制系统的功能和组成	(124)
7.2	制导系统	(125)
7.3	姿态控制系统	(127)
7.4	控制系统设备的工作原理	(128)
第八章	运载火箭的箭体结构	(135)
8.1	箭体结构组成和功用	(135)
8.2	箭体的结构方案与结构形式	(136)
8.3	箭体的结构材料	(139)
8.4	分离系统	(139)
第九章	航天器轨道运行原理	(148)
9.1	天体力学基本定律	(148)
9.2	轨道运动方程及其解	(149)
9.3	轨道特性	(152)
9.4	基本轨道要素	(156)
9.5	轨道机动	(158)
9.6	轨道摄动	(162)
第十章	航天器相对地面运动特性	(168)
10.1	星下点与星下点轨迹	(168)
10.2	可视区与观测带	(174)
10.3	卫星环和卫星星座	(179)
第十一章	航天器的基本组成	(182)
11.1	结构分系统	(182)
11.2	温度控制分系统	(190)
11.3	控制分系统	(191)
11.4	电源分系统	(194)
11.5	遥测遥控和跟踪分系统	(195)
11.6	天线系统	(198)
第十二章	航天器发射与入轨	(202)
12.1	航天发射场	(202)
12.2	技术阵地	(208)
12.3	发射阵地	(209)
12.4	测试发射模式	(212)
12.5	航天器发射入轨程序	(214)
12.6	发射窗口	(217)
第十三章	航天器再入与返回	(219)
13.1	返回技术	(219)
13.2	返回过程	(220)

13.3	返回型航天器的分类·····	(221)
13.4	脱离运行轨道(返回轨道)·····	(223)
13.5	气动力加热和防热结构·····	(225)
13.6	着陆·····	(226)
第十四章	航天器测控与通信·····	(228)
14.1	测控系统概述·····	(228)
14.2	测控通信原理·····	(234)
14.3	测控设备·····	(252)
第十五章	遥感技术·····	(256)
15.1	遥感技术的基本原理·····	(256)
15.2	空间遥感器·····	(261)
15.3	遥感图像的处理·····	(269)
15.4	空间遥感技术的优点及其应用·····	(271)
第十六章	航天技术应用·····	(274)
16.1	在国民经济中的应用·····	(274)
16.2	在军事中的应用·····	(278)
16.3	在科学研究中的应用·····	(281)
参考文献	·····	(283)

第一章 概论

自古以来,飞离地球、遨游宇宙一直是人类未曾中断过的愿望,“始祖黄帝骑龙升天”、“禹驾龙遨游天空”,以及“嫦娥奔月”等的神话与传说,无不是这种美丽愿望的外在反映。本世纪初,俄国的航天先驱齐奥尔科夫斯基曾经预言:“地球是人类的摇篮。人类决不会永远躺在这个摇篮里,而会不断探索新的天体和空间。人类首先将小心翼翼地穿过大气层,然后再去征服太阳系空间。”这些愿望和预言,只有到了 20 世纪下半叶才真正变成了现实。

1957 年 10 月 4 日,前苏联用液体运载火箭成功地发射了世界上第一颗人造地球卫星,开辟了人类进入空间时代的新纪元,标志着航天技术取得了划时代的成果。而人类的活动区域也从此由陆地、海洋和大气层空间迈向了外层空间。

40 多年来,航天技术得到了长足的发展,对人类社会的进步与文明带来了巨大影响,使社会生活、国民经济、国防建设等各个领域发生了深刻变革。航天技术已成为人类最值得骄傲、最富有前途的壮丽事业,将在 21 世纪得到更加辉煌的发展。

1.1 航天与航天技术

1.1.1 航天

航天是载人或不载人的航天器在太空(外层空间)的航行活动,又称空间飞行或宇宙航行。航天活动的主要目的是探索、开发和利用太空以及地球以外的天体。航天包括环绕地球的运行、飞往月球或其他行星的航行(包括环绕天体运行、从近旁飞过或在其上着陆)、行星际空间的航行和飞出太阳系的航行。航天的关键在于航天器应达到足够的速度,克服或摆脱地球的引力,飞出太阳系的航行还要摆脱太阳引力。第一、第二、第三宇宙速度是航天所需的三个特征速度。恒星际航行尚处于探索阶段。有人把太阳系内的航行活动称为航天,太阳系外的航行活动称为航宇。

1.1.2 航天技术

航天技术是探索、开发和利用太空以及地球以外天体的综合性工程技术,又称空间技术。航天技术是用于航天系统,特别是航天器和航天运输系统的设计、制造、试验、发射、运行、返回、控制、管理和使用的综合性工程技术,其理论基础是航天学。

航天技术主要包括:喷气推进技术、火箭制导和控制、火箭设计与制造、航天器轨道控制、航天器姿态控制、航天器热控制、航天器电源、遥测遥控、生命保障、航天器设计与制造、火箭与航天器试验、飞行器环境模拟、航天器发射、航天器返回、航天测控与安控、航天

地面测试、航天器信息获取和处理、航天系统工程等。

航天技术与其他科学技术在航天应用中互相渗透,产生了一些新的交叉学科和众多新的技术,诸如空间物理学、空间天文学、空间化学、空间医学以及各种卫星应用技术、空间加工与制造技术、空间生物技术、空间能源技术等这些学科与技术都已赋予新义,不是原有领域科学技术与航天技术的简单组合,而是创新,这就扩大了航天技术的应用范围。

1.1.3 航天系统

由航天器、航天运输系统、航天器发射场、航天测控网和应用系统组成的完成特定航天任务的工程系统称之为航天系统,或称航天工程系统。航天技术就是用于航天系统的综合性工程技术。

下面简要介绍航天工程系统的五个组成部分。

航天器是指在地球大气层外的宇宙空间,基本按照天体力学规律运行的各种飞行器。如人造地球卫星、深空探测器、载人飞船、空间站以及地外天体着落装置(例如登月舱)等。航天器的基本构成有专用系统和保障系统。专用系统又称有效载荷,用于执行特定的航天任务;保障系统又称通用载荷,用于保障专用系统的正常工作。以人造地球卫星为例,天文卫星的天文望远镜、遥感卫星的可见光照相机等就是专用系统;保障系统主要包括:结构系统、热控制系统、电源系统、姿态控制系统、轨道控制系统、无线电控制系统、返回着陆系统、生命保障系统、应急救生系统和计算机系统。专用系统和保障系统一起构成航天器系统。

航天运输系统是把任何有效载荷运送到预定轨道的航天运输工具。它可分为运载器和运输器两类。把人造地球卫星、空间平台、载人飞船、空间站和空间探测器等航天器送入预定轨道的飞行器称为运载器,通常为一次性使用的运载火箭。为在轨道上的航天器运送人员、装备、物资以及进行维修、更换、补给等在轨服务的飞行器称为运输器,通常由轨道器和推进器组成。航天飞机运输器兼有运载运输双重功能。用运载火箭和飞船可构成一次性使用的运输器。

航天器发射场是指发射航天器的特定场区。场内有完整配套的设施,用以装配、贮存、检测和发射航天器,测量飞行轨道和发送控制指令,接收和处理遥测信息。

航天测控网是对航天器飞行状态进行跟踪测量并控制其运动和工作状态的专用系统。这一系统能及时了解航天器与运载器的空间位置、姿态和各分系统的基本工作状态,以保证实现预定的目标和任务。航天测控与跟踪系统分为星、箭部分和地面部分。该系统由若干分系统组成,通常包括通信时间统一勤务系统,计算机数据处理和指挥调度系统,跟踪测轨系统,遥测、遥控系统等。这些分系统汇集组合成若干个乃至数十个具有不同功能的地面测控站或测量船,形成了一个地面测控跟踪网,实现对飞行中的星、箭跟踪和测控。

航天应用系统是按航天器的不同任务需要而装载的各种专用系统和相应的地面应用系统,也是实现航天技术效益的关键系统。如为实现卫星通信在通信卫星上装载的转发器和通信天线系统;为实现对地观测在遥感卫星上装载的卫星光学摄影系统、红外及微波遥感系统;为实现空间科学实验在卫星上装载的科学探测或实验装置系统;为实现军事应用

目的而装载的各种专用系统。相应的航天地面应用系统是：为开展电话、电报、传真、电传、电视和数据传输业务而设置的卫星通信地球站；为对地球资源卫星进行跟踪、测量、控制、实施功能管理，并接收、记录和处理卫星发回的图像数据而设置的地面站、图像接收站和数据收集系统；为测量、控制气象卫星并接收和处理其气象信息而设置的数据接收与测控站、数据处理中心、数据收集系统和数据利用站及向导航卫星注入导航信息的地面无线电发射站等等。

由此可知，现代航天技术是一门综合性工程技术，航天工程系统是现代典型的复杂大系统。

1.2 航天技术与社会发展

航天技术的诞生与发展对人类文明进步带来了影响，使社会生活、国民经济、国防建设各个领域发生了深刻的变化，在深度和广度上都充分显示了当代高新技术的魅力。航天技术全面促进了社会发展。

1.2.1 航天技术与科学技术进步

航天技术的兴起和发展，使人类突破了地球表面的障碍，直接进入空间或通过各种空间探测器获取资料、信息，为人类对宇宙空间自然现象及其规律的认识与研究提供了前所未有的条件。与此相应的空间物理学、空间天文学、空间化学与地质和空间微重力科学等分支学科，相继得到了不同程度的发展。如空间物理学发展成一个不仅包括高层大气物理学、电离层物理学、磁层物理学，而且包括宇宙射线物理学、太阳辐射物理学、月球与行星和行星际空间物理学的庞大科学群。

航天技术还使从来都以地球上的生命活动为对象的生命科学，第一次把认识与研究条件扩展到了宇宙空间。随着载人飞船和空间站进入太空，空间医学和生命科学应运而生。由于生命现象的本质即在于它必须与外界环境之间保持不间断的物理、能量与信息交换，因而生命科学一旦能够在与地球表面截然不同的空间环境中研究生命活动，便为人类加深对生命现象的认识开辟了极为广阔的前景。现在，空间科学领域已诞生了包括地外生物学、重力生物学、空间遗传学、空间放射生物学、空间生物医学、密封生态系统和行星检疫技术等许多学科。

在航天技术的推动下，还有许多新的学科，诸如对流层臭氧化学、温室效应、阳伞效应、云雾化学、全球性有害金属与非金属循环、核冬天、航天大地测量学、航天海洋学、航天测绘学等也都取得了长足的进步，这使人类的科学技术认识视野更加开阔，认识水平显著上升。

航天技术不仅提高了人类科学技术的认识水平，而且提高了科学技术的实践水平。航天器、运载器的研制和更新，空间科学和空间工业实验的进一步发展，为人类开发和利用外空的实践活动创造了先决条件和必要手段。现在已有数千个航天器分布在宇宙空间，一个探索空间、开发空间、利用空间的宏伟壮观的实践活动已经展开。

航天技术使人类得以利用宇宙空间的独特条件，进行全新的科学技术实验。微重力、

高真空、超纯净、强辐射、无对流、显著温差和相对地球的高远位置等条件,有可能使工程技术、生物技术、农业技术、医药技术、能源技术等取得新的突破,创造出在地球表面难以获得的成果。高纯度材料的制备,微重力和失重力条件下晶体的生长、金属冶炼、某些化学反应和生物工程的实验都会产生在地表重力条件下意想不到的效果。

航天技术的出现,使人类直接进入外层空间成为现实,为人类认识自然、改造自然提供了新的基点。在1981年的国际宇航联合会第32届大会上,把陆地、海洋、大气层空间和外层空间分别被称为人类的第一、第二、第三和第四环境。人类进入外层空间需要克服地球引力、克服真空,要适应剧烈变化的温度环境,而且还将暴露在有害辐射之中,所有这些都远远超出了前三个环境为人类提供的生存条件。所以说,人类进入外层空间,适应、研究、认识、直至开发和利用外层空间,是人类文明史上的伟大飞跃。航天技术还把人类关于自然界空间多样性的认识推向一个新的阶段,从而在空间和时间上将使人类科学认识出现新突破。例如,人类重新登月和对火星进行新的探测,将成为人类进入外层空间的突破口,使人类对地球、太阳系和宇宙空间的认识达到新的高度。认识宇宙空间、银河系、太阳系和地球的结构与演变,预测人类尚未掌握的现象,将把现代科学推向新的前沿,把人类社会推向新的天地。

在提高人类认识的同时,航天技术也促进了对科学体系与结构的更新。

根据“现代科学技术革命”的观点,现代科学技术革命的概念融合了“科学”与“技术”的内涵,并明确认为推动当代科学技术发展的是“一组带头学科”即“控制论、原子能科学、航天学”。这一观点与科学技术日益强烈的渗透、移植、结合、一体化的发展趋势相一致。因而有的科学家认为,人类社会的第四次产业革命具有代表性的技术是电子、材料、能源、信息、航天、核等科学技术。

航天技术是一项综合性较强的高技术。航天技术在自身迅猛发展的同时,对当代整个科学技术结构的影响也是极为广泛和深刻的。由于航天技术的发展需要一系列支援技术,因而它通过技术发展的“需求拉引”效应带动了一系列技术的进步。其中包括能源技术、生物技术、信息技术、新工艺新材料等的研究与发展。

由于航天技术巨大的战略价值,使得它可以获得社会的优先支持,得以迅速发展。而在航天技术发展中取得的大量成果,又可通过“成果转移”的方式,广泛而迅速地在其它一系列技术领域获得推广和应用。

卫星通信技术实现了信息传输技术的一次质的飞跃,并随之带来一系列其它技术领域的变革;卫星技术和遥感遥测技术,使人类获取信息的能力实现了革命性突破。航天技术向其它技术领域的转移,不仅包括这些成果在其它技术领域的直接应用,还包括它为其它技术发展创造新的条件。由于有了航天技术,人类才有可能利用宇宙空间的独特条件进行材料研制和加工,并发展一系列全新的加工工艺。

航天技术向其它技术领域转移,还包括通过产业结构调整和企业转轨而实现的技术扩散和推广。美国在阿波罗登月计划结束后,一批航天企业转向海洋开发,有力地推动了海洋科学技术和海洋开发的迅速发展,使美国在海洋开发方面处于领先地位。

航天技术在推动各个技术领域不断创新的同时,还引发了一场重大的空间科学革命。航天技术为科学对自然界的认识开拓了新的研究对象,提供了新的研究手段,推动当代科

学走向新的繁荣。

航天技术对人类社会的贡献,首先在于它从根本上扩展了人类的活动空间,如果说,15 世纪末 16 世纪初近代远洋航海技术扩展了欧洲人的活动范围,对近代科学技术的发展创造了极为重要的前提,那么 20 世纪下半叶现代航天技术则使人类摆脱了地球的束缚,可以在地球以外的宇宙空间去认识和改造自然界。因此,航天技术对科学技术对象结构会带来大变革,这是科学技术史上重要的事件。

航天技术改变了科学技术的对象结构,大大扩展了科学研究的视野,导致一系列新的科学分支层出不穷地涌现,如空间物理学、空间化学和地质学、空间材料科学、空间医学和生命科学、空间微重力学等;另一方面也使传统的自然科学更新自己的内容,如古老的天文学学科,由于航天技术的作用,面目为之一新,不但导致了空间天文科学的诞生,并取得了许多划时代的重大天文发现。如 X 射线双星脉冲星,快速旋转脉冲星,X、 γ 射线宇宙背景辐射,宇宙 γ 射线暴,X 射线星体等发现,大大深化了人类对宇宙天体演化的认识。

航天技术对基础科学发展的推动,在很大程度上是它为人类认识自然界提供了全新的研究手段和条件。它已经能够对月球、行星和其它天体,通过飞越、环行、着陆取样和载人登陆等方式,为天文学(包括天体物理学等)提供近距乃至直接探测。

目前,从长远的战略与长期的发展观点出发,发达国家仍以相当规模投资航天技术,部分发展中国家仍坚持有限度地投资跟踪航天技术。美国 90 年代科技发展报告阐明了这种举措的根本动因:“航天技术是一切科技的带头科学技术。”不管这种提法有否夸张,事实上,发展航天技术已成为当今发达国家和部分发展中国家推动科学技术,尤其是高新技术和经济进步的一种动力。

1.2.2 航天技术与现代军事

综观航天发展史可以发现,实际上航天技术是以军事目的而产生、发展起来的,它在国防领域占据了重要位置。以美国为例,其长期的航天政策也一直是把国防对空间的要求放在首位。航天技术是现代国防不可缺少的重要构成,它导致国家防务力量的突变性增强。

航天技术的出现与发展,使人类社会的军事对抗注入了空间因素。航天军事技术的发展极其迅速,作战空间的范围已经超出了大气层空间,正在向外层空间发展,制空权的概念也在被制天权的概念更新。在现代条件下,航天技术对国家军事实力的增强起着愈来愈重要的作用。

航天技术在军事上的应用十分广泛,它的发展和应用与军事技术现代化关系十分密切。先进的导弹和卫星技术已成为决定现代战争成败的重要因素。导弹武器可以不受地面、海洋、空间和其它地球因素的影响,准确地射向攻击的目标,极大地增强了拥有国的国防实力。军事卫星广泛用于侦察、监视、通信、导航和指挥,已在几次局部战争中起到了对陆地、海上及空中力量有效作战支持的作用,将从根本上改变传统的战场格局。90 年代的海湾战争是航天技术作用于军事的实际验证。

我国航天技术的发展,对我军军事实力的增强也起到了巨大的作用。我国航天技术与核技术的有效结合,侦察卫星的成功发射,各种地空、地地、舰舰武器的研制生产,都使我

国军事实力发生了飞跃,有效地发挥了战略、战术、防御等军事效用。1980 年我国向南太平洋发射大型运载火箭,世界各国重新评价了中国的威慑力量与国际地位。共同声称“给世界核战略体系以重大影响。”美国每日电讯报也认为:“新导弹向全世界显示中国国防力量现代化的决心。”现代中国成为世界上公认的大国,不是因为幅员辽阔,人口众多,而是因为中国具有独立自主的国防实力。有原子弹、氢弹,有洲际导弹,有卫星,中华民族才能像现在这样立足于世界民族之林。

1.2.3 航天技术与经济发展

40 多年来包括航天技术在内的高技术及其产业的发展,以及它们促进经济增长的作用正日益受到各国的关注和认识。美国航天经济学家分析指出:由航天计划产生的新技术具有长期显著的经济效益,促进了长期的经济增长和生活水平的提高,增强了美国经济的竞争力。

美国曾从宏观经济方面分析 NASA 的研究与发展工作对美国国民生产总值的影响,有关结果表明:NASA 经费 10 年(1975~1984)增加 10 亿美元,使国民生产总值增长 830 亿美元。而从微观经济方面的分析研究表明:许多航天研究与发展的产出是最前沿技术的产出,它们多数是航天计划研究与发展直接或间接的结果。如卫星通信技术不仅改变了通信方式和电信工业,同时也改善了通信服务品质和降低了长途通信的费用。而卫星通信、卫星气象、卫星遥感和民用运载火箭技术的作用都促进经济增长,改善人类生活质量。

航天技术的发展,使经济结构、社会结构以及人类社会生活发生了巨大变化。航天技术与电子技术相结合,使得人类在信息的获取、收集、传递方式以及速度方面都发生了重大变革;随着大型空间站的建造,空间工业化和商业化的发展,人类对外层空间的开拓将进一步深化。在这种重大变革与深化开拓的进程中,航天技术会不断衍生出新的产业部门,改变原有的生产方式或开辟新的生产领域,同时创造出社会、经济、技术、文化等方面的新结构。

由于航天技术对新技术、新材料和新工艺不断提出新要求,加速了基础产业结构向高层次的转化。

在新技术革命的推动下,当今世界正处于产品结构迅速调整的时期,一些发达的工业国家纷纷将投资重点转向附加值高的高技术产业,以获取更大的利润,而航天产业恰恰能够提供各种高技术产品。

我国研制的航天运载器成本低,可靠性高,具有较强的国际竞争能力。自“亚太”1 号卫星成功发射后,我国运载火箭稳步进入国际卫星发射服务市场。

航天技术的产出不只是产品,还包括系统。这一系统构成了人类开发空间的手段,而对人类社会活动和经济活动带来了广泛的影响。航天工程的运载和运输器、航天器、发射场、测控和空间应用五大系统,几乎荟萃了当今世界上科学技术的全部最新成果,不论从应用科学层次上,还是技术开发层次上,都会对其它产业部门带来新的机遇和变革。就像过去的工业革命一样,航天革命将创造出一个将天地连接起来的新世界。

1.2.4 航天技术与社会生活

自从人类进入工业化和工业文明时代以来,随着工业不加控制地增长、资源不加控制地消耗和人类自身不加控制的繁衍,产生了一系列严重威胁人类社会生存的“全球性问题”。诸如:全球大气污染、海洋石油污染、土地沙漠化、大气温室效应、臭氧层破坏、淡水资源匮乏、石化能源枯竭、野生动物灭绝、渔业资源锐减、全球生态失衡等。这些问题又相互影响,形成一种恶性循环。要彻底解决这些威胁人类生存的全球性问题,除了必须在社会经济方面以一种“发展的发展观”建立新的“全球发展模式”以外,还必须寻求新的科学技术途径。但所有全球性问题的解决,都首先要依靠对全球状况的监测。航天技术为人类全面、及时和准确的监测提供了技术上的可行性。

利用航天技术,人类可从地球轨道观测陆地、山脉、大气圈、水圈、生物圈的状况,并可对同一区域重复观测与记录,从而为人类监测全球状况提供了必要的信息,解决了人类要求快速和实时了解大范围或全球范围陆地、海洋和大气层状态的迫切问题,这不仅大大丰富了人类认识和改造自然界的实践,而且为人类局部或全部控制,以至最终解决全球性的问题提供了新知识、新途径、新手段。

航天技术在现代社会中的应用已极其广泛。卫星通信为现代社会提供了电话、电报、传真、数据传输、电视转播、卫星电视教育、移动通信、数据收集、救援、电子邮箱、远距医疗等上百种业务服务,为人类生活方式带来了重要变化。卫星通信已成为人类从工业社会向信息社会加速迈进的重要桥梁。我国通信卫星的成功发射和实际应用,使我国的通信、广播、电视事业跨越了传统的发展阶段,一举实现了对全国的覆盖。

卫星气象观测能获取全球范围昼夜连续气象资料,为气象学家提供气象和气候的信息,改变了传统观测气象的落后状态,使现代气象学进入到以全球大气为研究对象,以气象卫星为主要观测工具的新阶段。

卫星资源勘测为地球资源大面积普查提供了经济、有效的新手段。这项技术已广泛用于矿产石油资源普查、农作物产量估计和病虫害预报、土壤和森林资源调查、洪水和森林火灾监测、海洋和水利资源调查、地壳活动监视、地质分析和地震预报、环境监测、地图测绘、城市规划等。

由数颗导航卫星构成的导航卫星网,具有全球和近地空间的立体覆盖能力,可以为地面人物、陆上车辆、海面舰船、空中飞机以及天上卫星、飞船等目标提供全天时、全天候、连续实时的高精度定位和测速信息。

在载人飞船和空间站中,人类可以在微重力等特殊环境下对微生物工程、免疫工程、基因工程和生物芯片等生物技术进行研究实验,探索微生物生长、细胞分化、基因表达、发育和生长等在外空的表现规律;外空微重力环境对药品制造也具有重要意义,美国天空实验室的航天员已加工生产出了尿激酶药物,而且在空间生产这种药品成本较低,药品质量也比地球上生产的好。有人认为制药业是最有可能的空间新兴工业。

航天技术以它种种特殊应用正在有效地造福于、服务于现代人类社会,预计在不久的将来,航天技术还可能成为保护人类、保护地球,抵御外空不速之客侵害的卫士。

航天技术提高了人类生活的质量、改善了人类的生活环境,还将发挥保护人类、保护

地球的重要作用。卫星电视广播使全世界数十亿人可以同时欣赏奥运会和世界杯足球赛的精彩竞技；昨日只为少数人享受的娱乐节目，今日却走进了亿万万个家庭；昔日翘首遥望鸿雁传书，今朝可低头悉听电信送音，卫星技术使世界各国间的距离变近了。卫星电视、卫星电话大大丰富了人类的精神生活和物质生活；卫星气象、卫星导航、卫星遥感又为人类改善了生活环境，提高了生活质量。载人航天、空间站、天体探测和开发技术又为人类的未来开辟了美好的前景。航天技术产生于人类的无穷智慧，航天技术的发展又开阔了人类认识世界的视野，并使人类的智慧造福于现代社会。

1.3 航天器的分类

现有的航天器按有无无人驾驶可分为无人航天器和载人航天器两大类。无人航天器包括各种人造地球卫星、月球探测器和行星际飞行器。载人航天器则有载人飞船、航天飞机和空间站三大类。航天器详细分类见图 1-1 和表 1-1。

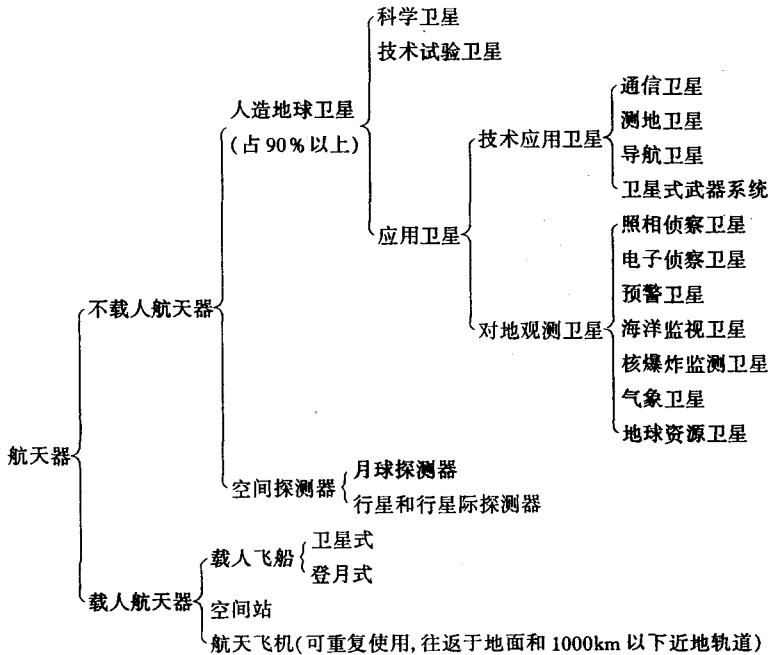


图 1-1 航天器分类

表 1-1 航天器种类和主要用途

类别	航天器名称	主要用途	举例
人造地球卫星	天文卫星	在大气层外对太阳及其他星象观测	日：“天文卫星-A”
	科学卫星	对日地空间环境、恒星及星系观测	俄：“质子号”
	试验卫星	试验某项新技术、新设备	美：“应用技术卫星”
	人造彗星	人造钡原子云，研究太阳风、磁场等物理现象	德、英、美：“AMPTE”
	生物卫星	研究空间环境（如失重、辐射等）对生命机制的影响	俄：“宇宙-1667”
	通信卫星	设在天上的电话、电报、电视、广播、传真和数据传输的无线电转播站	中：“东方红三号” 美：“国际通信-V”
	直播卫星	大功率的天上电视转播站	法：“TDF-1” 日：“百合-2A”
	跟踪和数据卫星	用来跟踪、测量和控制其他卫星并将低轨道卫星观测数据传到地面站	美：“TDRSS”、“Milstar 军事星”
	导航卫星	为地面车辆、海上船舰、水下潜艇、空中飞机等提供频率标准，以确定车、船、潜艇、飞机等位置	美：“子午仪”、“GPS” 俄：“GLONASS”
	测地卫星	地面以卫星为基准点，进行大地测量，绘制精确的地图和海图	法：“王冠-1C” 美：“安娜”“西科尔”
	雷达校准卫星	为地面雷达提供无线电基准频率	俄：“宇宙-1534”
	激光测地卫星	利用激光测距研究地球结构，为地震地质提供资料	法：“激光测地卫星”
	拦截卫星	炸毁或捕获他国卫星	俄：“宇宙-1258”
	电子干扰卫星	用电子设备干扰和破坏对方的无线电传播	
	卫星式武器	轨道式重返大气轰炸地面目标	俄：“宇宙-1267”
	侦察卫星	对地面目标进行拍照（可见光、红外）或截获空间电波，以获取对方军事情报	俄：“宇宙 1238”、“宇宙-1552”、“宇宙-2031” 美：“萨莫斯”、“大鸟”、“KH-11”、“大酒瓶”、“长曲棍球”

类别	航天器名称	主要用途	举例
人造地球卫星	导弹预警卫星	侦察对方远程导弹发射时间、地点、方式、去向	美：“国防支援计划 DSP” 俄：“预报”、“眼睛”
	海洋监测卫星	监视海面舰船、水下潜艇的活动，确定其数量和装备	俄：“宇宙 2060” 美：“白云”
	核爆炸监测卫星	监视大气层内和外层空间的核辐射离子情况，确定核爆炸的地点、时间和当量	美：“英琼-3”
	地球资源卫星	对日地空间环境、太阳、矿藏、水力、海洋资源、大气与海洋污染进行勘测及预报	美：“陆地卫星” 法：“SPot”系列 印：“巴斯卡拉-2”
	气象卫星	拍摄云图，测量云层温度和湿度分布，进行大气预报	美：“泰罗斯”、“布洛克” 俄：“气象”
	救援卫星	侦听遇难船艇、飞机呼救信号，及时转告地面站组织救援	美：“诺阿-E” 俄：“宇宙-1383”
空间探测器	月球探测器	探测月球构成、考查月球起源、了解月球	美：“徘徊者”、“勘测者” 俄：“月球 1 号”
	星际探测器	探测太阳系及银河系奥秘，寻求人类知音	美：“旅行者 2 号”、“先驱者” 俄：“水星”
载人航天器	载人飞船	大型空间返回型载人航天器	俄：“上升号”、“联盟号” 美：“水星”、“阿波罗”
	航天飞机	火箭、飞机和飞船三合一型航天器，用来发射卫星检修和回收卫星、商业飞行及完成其他专项任务	美：“哥伦比亚号”、“亚特兰蒂斯”
	空间站	大型空间实验室、工厂、太空城	俄：“礼炮-6”、“和平号” 美：“天空实验室”

从 1957 年第一颗人造地球卫星上天以来，全世界共发射了约 5000 个航天器，这其中有载人飞船 100 余艘，月球和行星探测器 100 多个，载人空间站 10 多个，航天飞机飞行 80 余架次，其他就是占绝对多数的各类应用卫星和试验卫星。这些航天器美国和俄罗斯占大多数。大多数航天器为专门用于各种军事目的的航天器。

1.4 航天技术发展简史

1.4.1 火箭技术发展简史

航天技术的基础是火箭推进技术,要从历史上说起来,最早的贡献是我国的四大发明之一——火药,及随后发明的原始火箭。早在公元969年,宋朝的冯义升和岳义方等人就制造了火药火箭。公元1000年,宋朝唐福献还按照反作用推进原理(与现代火箭发射原理一致)制成一种军用火箭。另外,公元1621年,明朝茅元仪还记录了一种叫“火龙出水”的火箭,有了多级火箭的最早概念。

但是公认的现代航天学和火箭理论的奠基人是著名俄国科学家К·Э·齐奥尔科夫斯基,这个只上过三年学依靠自学获得任教资格的中学教师,从事过空气动力学等研究,尤其在变质量物体力学方面作出了宝贵贡献。他从1896年起系统地研究喷气飞行器的运动原理,并绘出星际火箭的示意图。1903年发表著名论文《利用喷气工具研究宇宙空间》,此文连同1911年和1914年发表的著作论证了喷气工具用于星际航行的可行性,推导出著名的齐奥尔科夫斯基公式,奠定了火箭和液体火箭发动机的理论基础。

发展近代火箭技术的另一位代表人物是美国科学家R·H·戈达德(1882~1945)。他把理论研究和实验结合起来,于1920年左右开始进行了液体火箭发动机使用液态氧的试验,并于1925年11月首次获得成功,从而使齐奥尔科夫斯基的火箭理论初步变成了现实。与此同时,德国奥伯特和冯·布劳恩等也取得了显著成果。齐奥尔科夫斯基、戈达德和奥伯特是比较公认的现代航天理论与实践的奠基人。除上述几人外,在20世纪20年代,世界上还有许多人在为促进航天事业而尽力。如德国人沃尔特·霍曼于1925年写了空间飞行研究报告“天体可登论”,在这篇对空间技术基础理论作过贡献的经典著作中,霍曼对空间飞行作了较详细的研究。

近代火箭技术的突破是在第二次世界大战时期,具体体现就是现代火箭的鼻祖——众所周知的德国V-2火箭(复仇武器-2号)。在军事上,它的出现尽管没有改变最后的战局,然而,在火箭发展史上,它却成为火箭技术进入一个新时期的标志。

V-2火箭,全长14m,直径1.65m,头装炸药980kg,全弹净重4t,起飞重量12.915t,使用液体火箭发动机,最大飞行速度1.6km/s,最大飞行高度80~100km,飞行300km,仅需约8min。

二战以后,火箭技术受到苏、美两国的高度重视,得到了迅速发展。1945年,苏、美从德国分别得到了制造V-2火箭的设备和包格布劳恩在内的火箭专家与工程技术人员。两国都是在V-2火箭的基础上,大力发展火箭技术的。苏、美第一代弹道式火箭(苏联的P-1、美国的“红石”)的结构均与V-2相仿。接着,苏美两国相继研制出洲际导弹等火箭武器;1957年8月,苏联成功地发射了第一枚洲际弹道式导弹;同年12月,美国也发射了它的洲际导弹。至此,现代火箭技术已经为航天奠定了基础。

1.4.2 美、俄航天技术发展概况

下面我们以记录的形式来说明航天技术的发展概况:

1909年,美国 Robert H. Goddard 博士在真空中点燃一固体火箭,打破了火箭只能在大气层中工作,因为喷气必须推动空气的概念;

1926年3月16日,Goddard 与奥本成功发射了世界上第一枚无控液体推进剂火箭,飞行时间2.5秒,距离56m,平均速度103km/h;

1927年,德国成立了一宇航学会,其成员有奥伯特、霍曼、布劳恩等,制造了UFA火箭;

1942年10月3日,A-4(即V-2)试飞成功(German 佩内明德),为战后发展航天运载工具、远程导弹奠定了基础;

1957年8月至12月,苏、美先后成功发射了洲际弹道导弹;

1957年10月4日,前苏联在拜科努尔发射场,由一枚三级运载火箭成功发射世界第一颗人造地球卫星“人造地球卫星1号”,标志着人类活动的范围又一次飞跃,开创了人类航天的新纪元。该卫星是在著名的航天技术专家科罗廖夫博士领导下建造的,它的本体是一只用铝合金做成的圆球,直径58cm,重83.6kg,近地点227km,远地点941km;

1959年1月2日,前苏联发射月球1号,重量361.5kg,接近月球(5955km)进入太阳轨道;

1961年4月12日,前苏联航天员加加林乘坐“东方”1号飞船进入太空,绕地球飞行108min后安全返回地面,开始了世界载人航天的新时代;4个月后美国发射“水星”号飞船(未入轨);

1962年2月20日,美国第一艘载人飞船“水星”号入轨;

1965年3月23日,美国“双子星号”飞船载2人进入地球轨道,后来又实现了与阿金纳火箭对接;

1968年10月11日,美国首次发射载人“阿波罗”飞船;

1969年7月20日,美国人N·A·阿姆斯特朗和E·E·奥尔德林上校乘坐“阿波罗11号”飞船登月成功,成为涉及地球之外另一天体的首批人员;

1970年12月,前苏联“金星”7号探测器首次在金星上实现了软着陆;

1971年4月19日,前苏联发射“礼炮1号”空间站,后“联盟号”飞船与之对接,以后又相继发射“礼炮”2号~7号;

1971年12月,前苏联“火星”3号探测器首次在火星表面软着陆;

1972年3月,美国发射“先驱者”10号探测器,经过11年飞行,于1983年6月越过海王星轨道,而后成为飞离太阳系的第一个人造天体;

1973年5月14日,美国发射“天空实验室”;

1977年9月,美国发射“旅行者”2号探测器,对天王星、海王星进行探测;

1981年4月,世界上第一架垂直起飞、水平着陆、可重复使用的美国航天飞机“哥伦比亚”号试飞成功,标志着航天运载器由一次使用的运载火箭转向重复使用的航天运载器的新阶段,是航天史上一个重要的里程碑;

1986年2月10日,前苏联用“质子号”火箭发射了“和平号”空间站;

1989年10月,美国“阿特兰蒂斯”号航天飞机将“伽利略”号宇宙探测器送入轨道,使“伽利略”号登上为时6年行程约38亿km的漫长征途,预计1995年12月抵达木星;

除了上述载人航天和无人空间探测活动,20世纪60年代以来,为科学研究,国民经济和军事服务的各种科学卫星与应用卫星得到了很大的发展。70年代后,各种卫星向多用途、高可靠、长寿命、低成本的方向发展并取得了显著效果。具代表性大事可列举如下:

1958年12月,美国发射了世界第一颗试验通信卫星“斯科尔”号;

1960年4月,美国先后发射成功世界上第一颗气象卫星“泰罗斯”1号和导航卫星“子午仪”1B号;

1963年7月26日,美国发射了世界第一颗地球同步轨道通信卫星“辛康2号”;

1964年8月19日,美国发射成功世界第一颗地球静止轨道通信卫星“辛康3号”,用于美国本土和美、日间电视转播获得成功,从此开辟了地球同步定点轨道通信卫星的新纪元;

1965年4月6日,美国成功地发射了世界第一颗商用通信卫星“国防通信卫星”1号,正式为北美与欧洲之间提供通信业务,它标志着通信卫星进入了实用阶段;

1972年7月23日,美国发射了世界第一颗地球资源卫星“陆地卫星”1号;

1982年11月,美国航天飞机开始商业性飞行;

1984年11月,美国航天飞机成功地施放了两颗卫星,并回收了两颗失效的通信卫星,第一次实现了双向运载任务。

1983年4月,美国发射了世界第一颗跟踪和数据中继卫星。

1.4.3 中国的航天技术

我国发展航天技术开始于20世纪50年代中期。1956年,喷气推进和火箭技术列为国家《1956年到1967年全国科学技术发展远景规划》的重点发展项目。1956年10月,组建了第一个火箭导弹研究机构——国防部第五研究院,开始了火箭、导弹的研制工作。1960年11月,成功发射了第一枚仿制的近程导弹,继而于1964年6月又成功发射了第一枚自行设计的中程导弹,标志着我国基本具备了独立研制导弹、火箭的能力。

1965年初,在国防部第五研究院的基础上组建了第七机械工业部。同年,开始执行人造卫星工程计划,展开了“长征”1号运载火箭和第一颗人造地球卫星的研制工作。1968年2月,中国空间技术研究院成立,把分散的卫星研究、设计、试制、试验机构统一组织起来,并陆续建成也完善了航天器发射场,航天测控中心和观测台、站,形成了比较完整配套的航天工程体系。1970年4月24日,我国第一颗人造地球卫星“东方红”1号发射成功,揭开了我国航天活动的序幕。

自1977年开始,我国实施三项重点工程计划,即向太平洋发射远程运载火箭,进行水下发射固体火箭试验和发射地球静止轨道通信卫星。到1984年,这三项工程计划圆满完成,标志着我国航天技术有了新的重大突破,达到了较高的水平。

1982年,第七机械工业部改建为航天工业部。1988年,航空工业部与航天工业部合并,组建了航空航天工业部。1993年,国务院撤消了航空航天工业部,成立了中国航天工

业总公司。

经过 40 年的建设和发展,我国航天技术成果丰硕,已成功研制出“长征”1 号、“风暴”1 号、“长征”2 号、“长征”3 号、“长征”4 号、“长征”2E 号等多种运载火箭和技术试验、科学实验、空间遥感、气象、通信广播等各类卫星。随着我国航天技术的发展,我国已建成了航天工程所需的、完整配套的研究、设计、试制、试验和生产体系。并相继建成了酒泉、太原、西昌三个卫星发射中心,西安测控中心及其由地面测控台、站和海上测量船等构成航天发射测控试验体系。

中国航天技术发展的主要标志如下:

1964 年 6 月,中国第一个自行研制的中近程运载火箭腾空而起,试验获得成功;

60 年代后期,研制成功了中远程液体运载火箭“长征一号(CZ-1)”;

1970 年 4 月 24 日,“长征一号”运载火箭送重 173kg 的东方红 1 号人造卫星上天;

70 年代中期,研制成功了大型液体运载火箭“长征二号(CZ-2)”,它可将重约 2t 的卫星按要求送入近地轨道;

1975 年 11 月 26 日以来已成功发射五次可回收的卫星(1987 年止);

1980 年 5 月 18 日至 21 日,向南太平洋某海域发射远程运载火箭成功,这标志着中国的火箭技术和导弹武器达到了一个新的水平;

1981 年 9 月 20 日,“风暴 1 号”运载火箭同时将 3 颗科学实验卫星送入地球轨道,“一箭三星”这一成就,使中国继前苏联、美国和欧空局之后,成为世界上第四个用一枚运载火箭发射多颗卫星的国家;

1982 年 10 月 22 日,水下发射运载火箭成功;

1984 年,研制成功了一种多用途的大型三级液体运载火箭“长征三号(CZ-3)”;

1984 年 4 月 8 日(9 时 20 分),用“长征三号”发射了一颗试验通信卫星,并于 4 月 16 日 18 时 27 分 57 秒定位于东经 125°赤道上空。至此,在地球静止轨道上,有了中国第一颗通信卫星。这是中国发展航天技术取得的一个重大突破,标志着中国成为世界上第五个能发射地球静止轨道卫星的国家;

1986 年 2 月,“实用通信广播卫星”发射成功,并准确定点于东经 103°赤道上空,它标志着中国的航天技术进入了实用阶段;

1988 年 3 月至 12 月,又先后发射成功两颗实用通信卫星,并各自准确地定点于东经 87.5°和东经 110.5°赤道上空。它们的相继投入使用,使中国的卫星通信和电视转播跨入一个新阶段。中国在卫星通信工程上取得的成果,加快了中国实现通信技术现代化的进程,开创了航天技术为国民经济和国防建设服务的新局面。对广大人民群众的生活也产生了广泛的影响;

1988 年 9 月 7 日,风云 1 号太阳同步轨道气象卫星由“长征四号(CZ-4)”运载火箭首次发射成功,现在每天从电视里看到的气象预报卫星云图,用的是“风云 2 号”;

1990 年,发射“亚洲一号”国际商业通信卫星成功,中国的航天技术开始走上国际舞台;

1994 年 2 月,“长征三号甲(CZ-3A)”发射成功,表明运载能力提高到了一个新的水平;

长征火箭的历次发射情况见表 1—2。

我国自行研制的卫星简况见表 1—3。

表 1—2 长征火箭历次发射统计

序号	发射	时间	有效载荷	轨道	备注
01	CZ-1F01	1970. 4. 24	东方红-1	LEO	成功
02	CZ-1F02	1971. 3. 3	实践-1	LEO	成功
03	CZ-2F01	1974. 11. 5	返回式卫星-1	LEO	失败
04	CZ-2C F01	1975. 11. 26	返回式卫星-1	LEO	成功
05	CZ-2C F02	1976. 12. 7	返回式卫星-1	LEO	成功
06	CZ-2C F03	1978. 1. 26	返回式卫星-1	LEO	成功
07	CZ-2C F04	1982. 9. 9	返回式卫星-1	LEO	成功
08	CZ-2C F05	1983. 8. 19	返回式卫星-1	LEO	成功
09	CZ-3 F01	1984. 1. 29	东方红-2	GTO	失败
10	CZ-3 F02	1984. 4. 8	东方红-2	GTO	成功
11	CZ-2C F06	1984. 9. 12	返回式卫星-1	LEO	成功
12	CZ-2C F07	1985. 10. 21	返回式卫星-1	LEO	成功
13	CZ-3 F03	1986. 2. 1	东方红-2	GTO	成功
14	CZ-2C F08	1986. 10. 6	返回式卫星-1	LEO	成功
15	CZ-2C F09	1987. 8. 5	返回式卫星-1	LEO	成功
16	CZ-2C F10	1987. 9. 9	返回式卫星-2	LEO	成功
17	CZ-3 F04	1988. 3. 7	东方红-2A	GTO	成功
18	CZ-2C F11	1988. 8. 5	返回式卫星-2	LEO	成功
19	CZ-4 F01	1988. 9. 7	风云-1	SSO	成功
20	CZ-3 F05	1988. 12. 22	东方红-2A	GTO	成功
21	CZ-3 F06	1990. 2. 4	东方红-2A	GTO	成功
22	CZ-3 F07	1990. 4. 7	亚星 1 号	GTO	成功
23	CZ-2E F01	1990. 7. 16	BADR-1/DP1	LEO	成功
24	CZ-4 F02	1990. 9. 3	风云-1/A-1,2	SSO	成功

序号	发射	时间	有效载荷	轨道	备注
25	CZ-2C F12	1990. 10. 5	返回式卫星-2	LEO	成功
26	CZ-3 F08	1991. 12. 28	东方红-2A	GTO	失败
27	CZ-2D F01	1992. 8. 9	返回式卫星-3	LEO	成功
28	CZ-2E F02	1992. 8. 14	澳星 B1	LEO	成功
29	CZ-2C F13	1992. 10. 6	弗利亚/返回式 卫星-2	LEO	成功
30	CZ-2E F03	1992. 12. 21	澳星 B2	LEO	爆炸
31	CZ-2C F14	1993. 10. 8	返回式卫星-2	LEO	成功
32	CZ-3A F01	1994. 2. 8	实践-4/DP2	GTO	成功
33	CZ-2D F02	1994. 7. 3	返回式卫星-3	LEO	成功
34	CZ-3 F09	1994. 7. 21	亚太 1 号	GTO	成功
35	CZ-2E F04	1994. 8. 28	澳星 B3	LEO	成功
36	CZ-3A F02	1994. 11. 30	东方红-3	GTO	成功
37	CZ-2E F05	1995. 1. 26	亚太 2 号	LEO	爆炸
38	CZ-2E F06	1995. 11. 28	亚星 2 号	LEO	成功
39	CZ-2E F07	1995. 12. 28	艾科斯达 1 号	LEO	成功
40	CZ-3BF01	1996. 2. 15	国际星 7A	GTO	成功
41	CZ-3 F10	1996. 7. 3	亚太 1A	GTO	成功
42	CZ-3 F11	1996. 8. 18	中星 7 号	GTO	失败
43	CZ-2D F03	1996. 10. 20	返回式卫星-3	LEO	成功
44	CZ-3A F03	1997. 5. 12	东方红-3	GTO	成功
45	CZ-3 F12	1997. 6. 10	风云-2	GTO	成功
46	CZ-3B F02	1997. 8. 20	马部海	GTO	成功
47	CZ-2C/SDF15	1997. 9. 1	铱星模拟星	LEO	成功
48	CZ-3B F03	1997. 10. 17	亚太 2R	GTO	成功
49	CZ-2C/SDF16	1997. 12. 8	铱星(2 颗)	LEO	成功

表 1-3 我国自行研制的卫星

序号	卫星名称	发射时间	简 况
1	“东方红”1 号卫星	1970. 4. 24	插送“东方红”乐曲, 空间物理探测
2	“实践”1 号卫星	1971. 3. 3	空间物理探测, 向地面发回大量科学实验数据, 在轨运行 8 年多
3	技术试验卫星	1975. 7. 26	星上各种仪器工作正常
4	返回式遥感卫星	1975. 11. 26	卫星对地观测, 运行 3 天后按计划返回地面
5	技术试验卫星	1975. 12. 16	卫星工作正常
6	技术试验卫星	1976. 8. 30	卫星工作正常
7	返回式遥感卫星	1976. 12. 7	卫星对地观测, 运行 3 天后按计划返回地面
8	返回式遥感卫星	1978. 1. 26	卫星对地观测, 运行 3 天后按计划返回地面
9	“实践”2 号卫星	1981. 9. 20	用一枚火箭同时发射三颗卫星, 进行空间物理探测及新技术试验
10	“实践”2 号甲卫星	1981. 9. 20	
11	“实践”2 号乙卫星	1981. 9. 20	
12	返回式遥感卫星	1982. 9. 9	卫星对地观测, 运行 5 天后按计划返回地面
13	返回式遥感卫星	1983. 8. 19	卫星对地观测, 运行 5 天后按计划返回地面
14	试验卫星	1984. 1. 29	通信及新技术试验
15	“东方红”2 号 试验通信卫星	1984. 4. 8	定点于东经 125°赤道上空, 完成通信试验后承担国内部分通信业务
16	返回式遥感卫星	1984. 9. 12	卫星对地观测, 运行 5 天后按计划返回地面
17	返回式遥感卫星	1985. 10. 21	用于国土普查, 运行 5 天后按计划返回地面
18	“东方红”2 号甲 通信广播卫星	1986. 2. 1	定点于东经 103°赤道上空, 用于国内通信及电视传输品质试验
19	返回式遥感卫星	1987. 10. 6	用于国土普查, 运行 5 天后按计划返回地面
20	返回式试验卫星	1987. 8. 5	卫星技术试验及首次国内外微重力搭载试验, 运行 5 天后按计划返回地面
21	返回式试验卫星	1987. 9. 9	科学探测, 技术试验及微重力搭载试验, 运行 8 天后按计划返回地面
22	“东方红”2 号甲 通信广播卫星	1988. 3. 7	定点于东经 87. 5°赤道上空, 用于通信、广播、电视传播
23	返回试验卫星	1988. 8. 5	用于卫星技术试验及微重力试验, 运行 8 天后按计划返回地面
24	“风云”1 号A 气象卫星	1988. 9. 7	气象观测, 云图传输

序号	卫星名称	发射时间	简 况
25	实用通信广播卫星	1988. 12. 22	定点于东经 110. 5°赤道上空,用于通信、广播、电视传输
26	实用通信广播卫星	1990. 2. 4	定点于东经 98°赤道上空,用于通信、广播、电视传输
27	“风云”1号B气象卫星	1990. 9. 3	气象观测、云图传输、大气密度测量
28	“大气”1号气球卫星	1990. 9. 3	
29	“大气”2号气球卫星	1990. 9. 3	
30	返回式遥感卫星	1990. 10. 5	运行 8 天后按计划返回地面
31	通信卫星	1991. 12. 28	由于三级火箭提前熄火,卫星未进入预定轨道
32	返回式遥感卫星	1992. 8. 9	新技术试验,对地观测,运行 16 天后按计划返回地面
33	返回式试验卫星	1992. 10. 6	科学探测,技术试验,运行 7 天后按计划返回地面
34	返回式卫星	1993. 10. 8	科学探测,技术试验,运行 7 天后按计划返回地面
35	小型探测卫星	1994. 2. 8	空间环境探测
36	返回式卫星	1994. 7. 3	运行 15 天后返回地面
37	“东方红”3号通信卫星	1994. 11. 30	卫星未能定点于赤道上空
38	返回式遥感卫星	1996. 10. 20	运行 15 天后返回地面
39	“东方红”3号通信卫星	1997. 5. 12	5 月 20 日定点于东经 125°赤道上空
40	“风云”2号气象卫星	1997. 6. 10	6 月 17 日定点于东经 105°赤道上空

1.5 航天技术的发展趋势

航天技术作为本世纪科学技术的重大成就之一,对人类发展的各个领域起着巨大的促进作用,已经成为一个国家科学技术、国民经济和国防现代化水平的重要标志之一。目前世界上有 50 多个国家参与了航天技术的开发工作,而应用航天技术的国家几乎遍及全球。可以预计,21 世纪初国际上投资发展航天技术尤其是投资发展应用卫星的国家会越来越多,发展规模也会越来越大。

临近世纪之交,各航天国家都在调整并制定 21 世纪初航天发展战略,制定航天发展规划。未来各国的航天活动将更加注重实效,重视提高本国航天工业在国际市场的竞争能力,不断开发新技术,提高航天器特别是应用卫星的性能水平;与此同时国家和企业共同投资的趋势将进一步扩大,国家投资重点主要是开发未来高新技术,支持技术进步和创新,企业则积极开发航天产品和应用卫星系统,以在国内、国际市场获取更大效益;而随着国际多极化政治格局的形成,将有越来越多的国家谋求建立独立的军事航天体系;在航天

技术开发中,世界各国越来越重视国际合作,国际性的航天计划越来越活跃,航天技术对世界的和平与进步也正在发挥着越来越重要的作用。

可以预计,21 世纪必将是人类航天技术进一步发展的世纪:

1.5.1 卫星发展的基本趋势

90 年代以来,通信广播卫星、遥感类卫星和导航定位卫星技术均有重大进展,应用的广度和深度在迅速扩大。在通信广播卫星率先实现商业化之后,遥感类卫星的商业化程度正在加快。特别是小卫星技术的发展,为“更快、更好、更省”地发展应用卫星开辟了新的途径。

1. 通信广播卫星

通信广播类卫星显著的社会效益和经济效益,促使国际上大型航天产业集团进行激烈的竞争,在世界范围内寻求市场,从而推动着新技术,新系统的开发。

通信广播卫星将呈现全方位的发展趋势,即大、中、小卫星,高、中低轨道并存。其中,静止轨道大型卫星向越来越大的方向发展,重量将大到 5~7t,供电能力将达到 15~20kW,天线口径将达到 12~16m。大型天线可产生 200~300 个点波束,转发器采用矩阵型大功率放大器,并广泛采用星上处理技术,使天线波束能灵活调整,信道按需分配,频率得到最佳利用,通信容量大增。

全球个人和移动通信将较多地使用中、小型卫星,组成中、低轨道星座系统。如“铱”系统是用 66 颗卫星组网,它很可能成为世界上第一个投入商业运营的低轨道星座系统。中、低轨道卫星现正朝着小型化方向发展,卫星设计趋于模块化、集成化,研制生产趋于规模化、流水线化。此外,由于更多地采用星上处理、星间链路、多点波束等技术,地面用户终端更趋小型化。

由于卫星通信广播具有覆盖面广、可跨越地理障碍等优势,卫星信息高速公路系统呈现较猛的发展势头,这种系统大多采用 Ka 以上高频段,亦称为卫星宽带多媒体系统。

另外,电视、声音直播、数据中继等卫星也将有较大发展。

2. 遥感类卫星

对地球和大气层各种特征和现象进行观测的遥感类卫星,包括气象卫星、地球资源卫星、环境监测卫星、海洋卫星和军事成像侦察卫星等,现已受到越来越多国家的重视,成为人类解决资源、环境和灾害问题以及军事侦察等不可缺少的重要手段,遥感类卫星也因此成为继通信广播卫星之后能进入商业市场的第二大卫星领域。

未来对地遥感卫星发展的总趋势是:①将陆地、海洋、大气层作为一个整体,采用可见光、近红外、中红外,远红外直到微波的多种遥感手段,以互相补充和验证的方式对地球进行多学科观测。实现观测的途径将有两种:一种是发展综合型对地观测卫星,以大功率、高稳定性工作平台为基础,重量将达到 3~5t,甚至达到 8t;另一种是利用多个中小型卫星平台分别装设不同的遥感仪器实施单一目标任务:②在强调空间分辨率的同时,进一步提高时间分辨率。从而实现包括对农作物生长环境、环境变化和自然灾害、军事动态等地球环境、资源的高空间分辨率和高时效的动态观测。高时效意味着要求重复观测周期在几天甚至几小时以内,这引发了分布式低轨道星座系统的发展。预计这种系统有可能成为 21

世纪的热点之一;③以合成孔径雷达和高分辨率光学遥感器为主要遥感器;④对地观测有效载荷趋于小型化、微型化;⑤商用遥感卫星分辨率有望于近期内达到1~3m,并开拓新的应用领域。

3. 导航定位卫星

美国“全球定位系统(GPS)”对于各种交通工具的导航定位、调度和管理,对农业、地质、大地测量,对武器性能的改善等,都有极大的应用价值。除陆续发射GPS-2R卫星外,2002年将开始发射第五代GPS卫星(GPS-2F)。此外,俄罗斯目前已有自己的“全球导航卫星系统(Glonass)”,欧空局和我国也都在发展自己的导航定位卫星系统,预计未来将有更多国家开发利用GPS系统。

4. 小卫星

随着微电子、微机械和高级材料等新技术的迅速发展,卫星小型化和小卫星的发展正在世界上蓬勃兴起。小卫星具有重量轻、体积小、成本低、性能高、研制周期短等显著特点,符合“更快、更好、更省”的发展原则,它既可以单颗廉价快速完成专项任务,又可以组成分布式星座完成某些大卫星的任务,引起了许多国家、集团、公司和大学的兴趣。小卫星由于采用新设计思路、新技术、新管理模式以及流水线化的制造和生产方式,已成为最富挑战性和具有广阔商业前景的空间技术领域,将在未来的航天系统中占十分重要的地位。

1.5.2 空间运载工具的发展趋势

随着航天技术应用范围的不断扩大,世界火箭市场的角逐日趋激烈,各航天大国正以更快的速度研制新型火箭,以迎接21世纪的挑战。

1. 积极推进大型化、高可靠性、高经济性运载火箭的商业化进程;继续发展与各种用途配套的运载能力

航天器的发展趋势表明,今后卫星发射的数量将会增加,大质量卫星比例呈上升趋势,小卫星市场前景看好,这决定了未来大型化运载火箭和其它配套运载能力的发展方向:①高可靠、低发射成本、使用无毒推进剂,近地轨道运载能力20t级的运载火箭已成为下个世纪初世界运载火箭技术发展的主流;②随着小卫星的技术发展和运载火箭的按需发射能力受到重视,小型运载器市场将会出现逐步增长的趋势。

2. 一次性使用运载器仍是近期的主要运载工具

下个世纪初,仍以一次性使用运载器作为主要运载工具。在相当长的一段时间内,将是一次性使用运载器与重复使用运载器并存,其中可重复使用运载器,尤其是以火箭发动机为动力的单级入轨运载器(如美国的冒险星)是降低运输费用、提高操作效率的一种有效途径,是20世纪末、21世纪初的研制重点。

3. 继续研究运载火箭新技术

未来的运载火箭技术将继续在以下几个方面展开工作。

①总体结构力求简化,减少火箭级数和使用的发动机数量,结构设计趋于通用化、模块化、系列化;

②芯级采用大推力氢氧火箭发动机;

- ③新型运载火箭趋于采用激光陀螺的制导系统和基于总线技术的数字式电子系统；
- ④采用先进的铝锂合金和复合材料，并将在可重复使用运载器中广泛应用。

1.5.3 载人航天和空间站的发展趋势

1998年11月20日，一枚俄罗斯质子火箭从拜科努尔发射场发射升空，火箭上携带了国际空间站的第一个组件——功能货舱，人类迄今为止最大的航天计划由此揭幕。从这时起，由美国、俄罗斯、加拿大等16国参与建造的国际空间站，从地面建造阶段进入了空间组装阶段并将陆续开展空间研究工作。到21世纪初，引人注目的国际空间站可望建成，这不仅是一次规模最大的航天国际合作，也将为人类综合利用和开发空间创造必要条件。

我国作为世界航天大国之一，有必要进行载人航天的研究、探索与实践，也有能力成为世界载人航天活动的一个重要组成部分，共同为人类的发展做出应有的贡献。

未来载人航天仍有许许多多新问题需要进一步研究和解决，其中一些问题将成为21世纪载人航天活动的主要内容。这些问题包括：载人航天的主要目的究竟应该是什么，如何开发空间能源，怎样开发利用地外核动力材料，进行月球、火星探索准备等。

1.5.4 空间探测的发展趋势

未来空间探测活动将以更小、更快、更省的方式进行，月球探测将成为21世纪空间活动的热点，火星探测也在加紧准备和进行之中。

进入90年代，再次悄然兴起月球探测热潮。日、美已相继发射了月球探测器，其目的是为21世纪建立月球基地、开发月球资源作准备。未来的月球探测将以国际合作方式进行，并将把科学探索和经济利益相结合。

20世纪的火星探测计划已经历了派探测器掠过火星、发射人造火星卫星、让探测器在火星表面软着陆和用漫游车在火星表面移动考察四个阶段。1997年7月4日，美国的“火星探路者”探测器在火星表面着陆。它首次使用所携带的六轮遥控火星车在火星上行驶，实现了对火星较大范围的移动考察，取得了重大成果。例如，它发回了火星360度彩色全景照片，找回了一些支持“火星生命说”的证据。这次探测费用只是当年“海盗探测器”计划的1/5，从而表明，更快、更好、更省的新探测方针是可行的，为未来的行星探测开辟了美好前景。21世纪将发射无人或载人探测器到火星上取样，然后返回地球进行分析。火星探测将有助于开拓人类新的生存空间。

第二章 天文学基础知识

航天活动是在“天”即宇宙空间中进行的,从事航天事业应首先对“天”有一个最基本的了解,因此需要掌握有关天文学的基础知识。

2.1 宇宙

广袤的空间内存在着的各种天体以及弥漫物质总称为宇宙。它是由行星及其他小天体组成的恒星系统(例如太阳系)、星团、银河系、河外星系、星系团、超星系团直到总星系等不同层次天体组成的系统。

关于宇宙的根本观点,涉及到宇宙观,是哲学的事。辩证唯物主义的宇宙观认为,宇宙是无限的,而且这种无限性体现在两个方面,空间上的无限性和时间上的无限性。宇宙在空间上是无边无际的,它没有边界,没有形状,也没有中心;在任何一个方向上,宇宙都没有终点;宇宙在时间上是无始无终的,它没有起源,没有年龄,也没有寿命,无论是过去或者未来,都是无穷无尽的。而现代宇宙学所研究的宇宙,是指“我们的宇宙”或“观测到的宇宙”,即现在能够观测的现象的总和,实质上就是总星系。这样的宇宙是有限的,它在时间上有起源,在空间上有边界。

关于宇宙起源的学说存在很多争论,其中最有影响的是大爆炸宇宙学及其大爆炸宇宙模型。它是一种宇宙演化理论。它认为宇宙当初处于超高温、超高密的状态,以后发生大爆炸,膨胀成为现今宇宙。

这种理论认为,宇宙早期是一个具有上万亿度温度和比水的密度大百万亿倍以上密度的原始大火球。以后,火球发生了迅猛的大爆炸,宇宙开始膨胀,辐射温度和物质密度迅速下降。当温度降到 100 亿度时,原先宇宙中的中子、质子、电子、光子等基本粒子相互结合形成各种元素。当温度降低到 100 万度,形成化学元素的过程结束,物质都以等离子体的状态存在。当温度降到 4000 度时,等离子体复合为气体,由于宇宙不断膨胀,温度继续降低,气体凝聚形成星系、星系团、恒星,逐渐演化为今天看到的宇宙。

从事航天事业主要关心宇宙的存在现实,宇宙的现实数据是:宇宙是三维空间,空间的平均质量密度很小,相当于每 10 立方米仅有几个氢原子。宇宙中的物质主要集中于一些尺度特别大的具有复杂结构的天体——星系。星系是由几十亿至几千亿颗恒星以及星际气体、尘埃组成的尺度为几千光年到几十万光年的引力束缚系统。宇宙中有几十亿个星系,它们之间的平均距离为 $10^{18} \sim 10^{20}$ km。描述这些极大的距离常以光年作单位,光年的定义是光在一年内所通过的距离,1 光年 $= 9.46 \times 10^{12}$ km。

太阳所在的银河系是一个较大的星系,它约包含 1000 亿颗以上各种类型的恒星(含太阳),银河系样子像铁饼,是一个很大的扁球状结构,并有螺旋状的臂。银河系的直径

9000 光年,厚度 6500 光年,总质量约为太阳的 1.4×10^{11} 倍。银河系以外的星系称河外星系,一般称星系,离银河系最近的一个星系是麦哲伦云,它距离太阳约 16 万光年。太阳离银河系的中心约为 3 万光年,并以约 250km/s 的速度绕此中心转动,转动一周约需 2.5 亿光年。在太阳的邻近区域,大约每立方光年中有一颗恒星,而星际气体和星际尘埃的质量密度大约相当于每立方厘米 2~3 个氢原子。

2.2 太阳系的天体及其运动

从太阳近旁开始到约一光年距离内,由太阳引力起主要控制作用的区域叫太阳系。它是由太阳、大行星、卫星、小行星、彗星、流星体和陨星,以及行星际物质等构成的天体系统。

太阳系的范围极其辽阔。太阳距离地球约 1.496×10^8 km,距离太阳系最远的冥王星平均为 5.9×10^9 km。太阳系的中心天体是太阳,它集中了太阳系总质量的 99.8%,控制了太阳系里所有的天体,使这些天体都绕太阳公转。在可预见的将来,我们的太空旅行就在宇宙的这个小小的部分内进行。

2.2.1 太阳

太阳是离我们最近的一个恒星,是太阳系的中心天体,它的质量占太阳系总质量的 99.865%。太阳也是太阳系内唯一发光的天体,它带给地球光和热。

太阳上许多变化过程同地球上的许多现象有着密切的联系。例如,来自太阳的粒子辐射对于航天员的安全以及人造卫星的材料与仪器有极大的危害。研究太阳对于空间科学的发展有重要意义。

在太阳自身重力作用下,太阳物质向其核心集中,从而使得太阳核心温度高达 10^7 K,以至在太阳中心发生热核反应。太阳每秒辐射出的能量为 3.826×10^{26} J,离太阳一个日地距离处,太阳的功率密度还达 1400 W/m^2 。目前认为太阳从中心到边缘可分为核反应区、辐射区、对流区和太阳大气。核反应区的体积相当小,只占太阳体积的 1/64。该区的温度为 1.5×10^7 K,压力约为 2500 亿大气压。在核反应区内进行着氢氦聚变反应,由于这种反应,太阳的质量每秒钟减少 5×10^8 kg,在核反应区外侧是辐射区,太阳核心产生的能量通过这个区域由辐射传输出去。光子在由太阳核心向外辐射过程中,多次被物质吸收而后再再发射。由核心向外,温度、压力和光子的能量形式是高能 γ 射线,然后,光子的能量降低而成为 X 射线,再向外传播时,光子能量进一步减小而变成远紫外线、紫外线,最后则变成可见光和其它形式的辐射。

在辐射区的外面是对流区(对流层),此时其能量主要靠对流向外传输。对流层中还有湍流,它会产生各种波动,这些波动向上传播,把能量向上传输到色球和日冕大气中去,使那里维持着很高的温度。因此,对流层中的湍流性对流被认为是色球和日冕的主要能源。

太阳大气大致可以分为光球、色球、日冕等层次。最底层称为“光球”;中层是“色球”,是光球的向外延伸,一直可延伸到几千千米高度;其最外层称为“日冕”,它是极端稀薄的气体壳,可以伸展到几个太阳半径之远。上述分层仅有形式意义,实际上在各层之间没有

明显的界限,而温度、密度则是连续变化的。图 2-1 给出了太阳的结构和能量外传的方式。

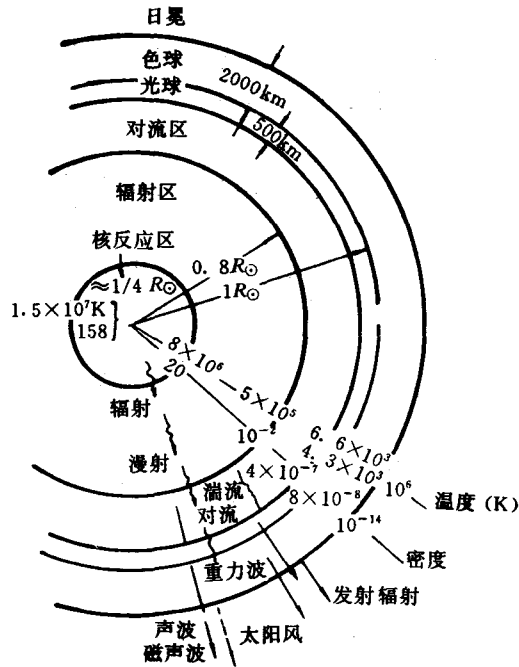


图 2-1 太阳的结构和能量传递方式

1. 光球

肉眼看到的太阳边缘就是光球的上限,几乎我们接收到的所有太阳光学辐射都是从这里发出的。光球可以看作一个发光壳。太阳光球中的热能包括粒子的动能、原子的激发能和电离能。光球中的热能主要靠辐射向外传输。

光球层的辐射占全部太阳辐射能量的 99.9%,通常看到的太阳的可见光,几乎全来自光球,太阳光谱实际上就是光球的光谱。光球层厚度约 500km,温度约 6000K。光球中存在着黑子、光斑等活动客体。

2. 色球层

温度在光球层顶部达到极小值后,再往外就开始增加了,光球层上面的这个区域叫做色球层。在日全食的前后几秒钟,可以看到日面边缘上会出现亮的粉红色的光环,这就是色球层。色球与日冕的边界也不很明显。因此,色球层的厚度只能是一个大致的估计,有人认为可能有 20000km。

色球层中的温度变化是这样的,光球层顶部温度下降到最小值(约 4500K),在这点以外,温度逐渐增加,最初比较缓慢,在 2000km 左右,温度增加得很快,达到 1×10^4 K,然后在可能小于 1000km 的范围内温度上升到 5×10^5 K,这一温度陡升的区域被称为过渡区。在过渡区之上,温度虽然继续上升,但梯度很小。在 10000~20000km,温度达到 1.5×10^6 K 左右,这是日冕温度。

在色球的最低层大约 1000km 范围内,色球近似是均匀的,而在 1000km 以上,色球成为非常不均匀的区域,在这区域中有许多小的指向日冕的针状结构,称为针状物。一般而言,针状物有长圆锥的形状,直径为 1000km,长为 6000~10000km,它们连续地上升和消失,平均寿命约为 5~10min.

色球是一个充满磁场的等离子体层,磁场与等离子体的相互作用引起的不稳定性,形成了如耀斑、日珥等各种爆发活动。

3. 日冕

日冕是太阳大气最外面的一层,也是最厚的一层,它是一个极其稀薄、完全电离的等离子体区域,主要由高度电离的原子和自由电子组成。日冕是太阳大气中与行星际空间关系最为密切的一层,也可以这样认为,日冕的性质决定了行星际空间的性质。

日冕可以人为地分为三部分:内冕($1.02 \sim 1.3R_0$)、中冕($1.3 \sim 2.3R_0$)、外冕($2.3R_0$ 以外)。外冕可延伸到好几个太阳半径(R_0) 以外,可以认为没有边界。在若干个太阳半径处的日冕就是行星际介质;在 40 多个太阳半径处,日冕逐渐沉没于黄道光中,广义的日冕一直可延伸到包括地球在内。

4. 太阳风

太阳风是从日冕不断地向行星际空间发射出的稳定粒子流。由于日冕的高温,作用于日冕气体上的引力不能平衡压力差,因而使日冕不能处于流体静力平衡状态,而是稳定地向外膨胀,于是日冕等离子体连续地向外流出,形成所谓太阳风。根据估计,太阳每年通过太阳风损失的质量仅为太阳质量的 3×10^{14} 分之一,太阳风所能带走的能量只占太阳总辐射的 10^6 分之一。显然,太阳风仅是太阳内部极小的扰动,对其演化的影响很小,但日冕物质不断向外膨胀却大大改变着日冕的结构。

太阳风等离子体由电子、质子和重离子(主要是 α 粒子)组成,除了 α 粒子与质子的比值随风速变化外,离子成分与光球类似。近地卫星和空间探测器已对太阳风的性质做了一系列的测量,结果表明近地太阳风的速度大约为 320~710km/s;只有 5% 的测量值分别比这些数值高些或低些,平均速度为 468km/s. 一般常称风速大于 600km/s 为高速太阳风,而风速小于 350 km/s 为低速太阳风。

利用“天空实验室”和其他卫星所得到的资料,对太阳风流与冕洞(日冕中一些低温度低密度区域)的相关性作了详细的分析。研究结果表明,它们的相关系数大于 0.8,这再次强烈地表明太阳风流主要来自冕洞。若在太阳赤道附近存在大冕洞,在地球轨道便可以探测到太阳风高速流。太阳风的幅度直接与冕洞的大小有关,小冕洞可能不产生太阳风高速流,另外某些太阳风是在赤道附近不出现冕洞时发生的。

太阳风对地球磁场有很大的影响。

5. 太阳活动

从太阳大气中可以观测到各种活动现象,如太阳黑子、日珥、耀斑等。

• 太阳黑子

黑子是日面上出现的小黑点。除了一些小黑子,一般黑子最黑的地方是它的中心区域,常称作半影。黑子经常成群出现,有时黑子群由几十个大小不等的黑子组成,黑子的大小为 1000~200000km. 黑子是光球层中温度低、辐射弱、气压低的区域,也是磁通量聚集

的区域,其温度一般比周围光球低 $1000\sim 1500\text{K}$,而磁场强度可达到 $0.2\sim 0.4\text{T}$ 。

日面上较大黑子的出现常常作为太阳激烈活动的标志。黑子数和黑子面积的统计表明,它平均具有 11 年的周期变化(太阳活动周),黑子常出现在高于纬度 45° 以上的区域。

• 太阳活动区

太阳活动的更普遍的含义,是指发生在光球、色球和日冕的许多不同现象。这些活动现象主要是黑子、日珥(暗条)、耀斑和日冕凝聚区等的结构变化,太阳光谱的远紫外辐射、X 射线和射电辐射的缓变的与爆发式的增强,太阳等离子体的运动和抛射,以及快速电子和质子的加速等。这些现象都是密切相关的,而且均集中在太阳大气的某些局部区域内,故常称为太阳活动区。

• 日珥

日珥是红色的火焰状的物质,在日全食时出现在太阳圆面的边缘。它们主要存在于日冕之中,实际上是不断地从色球抛射出来,然后向色球降落的比较稠密的物质,因而往往同色球相连接。它们形态万千,大小不一,且有生有灭,有多有少。它们的多少的变化,大体上同黑子的变化是同步的。

根据大量的日珥活动影片,按照它的外观、结构、物质运动的性质和黑子的关系,以及发生的地点(色球层或日冕),可以把日珥大致分为三类:宁静日珥、活动日珥、爆发日珥。活动日珥是最常出现的日珥,在日面及其边缘的任何部分都可以发现它们。活动日珥有多种多样的变化形式,有时候似乎有气流从某一点沿着确定的曲线轨道流到另一点,有时候日珥内有物质流向太阳表面一个或几个确定的点,有时候有物质从太阳表面某一点沿着曲率很大的曲线轨道上升,到某一高度便停住,过一段时候又沿着原来的轨道返回。

爆发日珥一般是从太阳表面升起,有些沿着径向上升,有些斜着上升,而又有些沿着曲线的轨道上升。它一般是上升到 $1\times 10^5\sim 5\times 10^5\text{km}$ 的高度,最强烈的爆炸日珥可以上升到 10^6km 以上的高度。随后整个日珥消失不见,在开始上升的地方什么痕迹也未留下。

日珥出现多少同太阳活动的 11 年周期有关。黑子数极大时,日珥的总面积也极大,黑子数极小时,日珥总面积也极小。

• 太阳耀斑

太阳耀斑是太阳大气(主要在色球和日冕)局部区域突然释放出巨大能量的效应。大耀斑释放的能量约为 10^{25}J ,这些能量导致局部区域气体瞬时加热,以及电子、质子和重粒子的加速。在耀斑区域色球温度可以加热到 10^4K ,日冕温度可以加热到 10^7K ,粒子能量由 20keV 加速到 $1\,000\text{MeV}$ 。耀斑产生很宽频带的电磁辐射,由硬 X 射线(波长为 10^{-9}cm)一直到射电流(波长为 10^6cm),甚至有时辐射出 γ 射线(波长大约为 $2\times 10^{-11}\text{cm}$)。

耀斑爆发常伴随有各种过程,如耀斑爆发时,局部区域的电子和质子可以加速到 10^{10}cm/s ,其中一部分几乎平行向下运动,与色球层中性氢原子碰撞,这些碰撞产生硬 X 射线爆发,或者叫做非热 X 射线爆发,峰值波长小于 $1\times 10^{-10}\text{m}$,持续时间为几分钟,在地球轨道测量到的大于 10keV 的 X 射线通量峰值为 $10^{-9}\sim 10^{-8}\text{J/m}^2\cdot \text{s}$ 。

在非热 X 射线爆发的同时,经常能够接收到微波(毫米波和厘米波)射电爆发,一般情况下两种爆发在时间上是一致的,因此认为微波爆发也是由产生非热 X 射线爆发的那些高能电子产生的,在耀斑爆发中心附近和以下的强磁场中这些高能电子的同步加速辐

射产生了微波爆发,它只延续几分钟,经常发生在光学耀斑亮度达到其峰值的上升时间内。在硬 X 射线爆发和微波爆发的期间内,通常有远紫外线爆发伴随。耀斑爆发期间,还产生热 X 射线爆发,其峰值波长在 $1 \times 10^{-10} \sim 1 \times 10^{-9} \text{m}$ 范围,热 X 射线爆发的上升时间大致等于非热 X 射线爆发的持续时间,波长越长,热 X 射线爆发的持续时间越长,典型值是由 10min 到 1h。在耀斑爆发过程中,经常伴随发射能量范围很宽的高能粒子,例如发射能量从 10^6eV 到 $1.5 \times 10^9 \text{eV}$ 的质子。发射高能质子和电子的耀斑称为质子耀斑。当这些高能质子飞行到地球附近时,地球就被高能质子包围,这通常称为地球的质子事件。能量在 500MeV 的质子可以穿过地球大气打到地球表面,在耀斑开始 15 min 后产生地面效应,能够发射 500 MeV 以上的质子的质子耀斑是很稀少的,在 1942—1972 年期间,只记录到 20 次这样的地面效应。多数质子耀斑发射的质子的能量范围是 10 MeV 到 100MeV。当其中一部分粒子入射到地球磁层时,它们沿着磁力线运动到极区,在那里被吸收并产生地球极区电离层的 D 层,在 1955—1969 年期间,这样的质子耀斑有 380 个。

耀斑还经常伴随着物质发射,其主要类型为日浪和喷焰。日浪是太阳表面局部物质上升又返回的现象;喷焰是主要上升的物质不返回到它起源的区域的现象。除了发射物质外,某些耀斑还伴随着波动的产生。

• 太阳的射电

太阳不但是一个光源,而且也是一个强大的无线电辐射源。目前,经过各种射电观测方法(包括利用空间飞行器进行太阳射电观测),已经得到 1 毫米到十几千米范围内的射电。太阳的射电可以分为三种分量:由宁静太阳发出的基本辐射分量,它的强度在几年内大致不变;缓变辐射分量,这是叠加在基本辐射分量上的缓变太阳射电,强度变化周期约为 27 天;射电爆发,它是太阳活动剧烈,特别是出现大耀斑时,射电强度的突然增大和急剧变化。太阳射电爆发值得引起注意,它是太阳上发生的一种急剧突变的无线电辐射过程,也是一种复杂的太阳活动现象,这种现象常同太阳耀斑、X 射线爆发等现象共同发生。大爆发的强度可在短时间内突增到宁静太阳射电强度的几百万倍,爆发持续时间从短于 1 秒到几小时,甚至几十小时以上。

太阳射电爆发与大射电爆发一起喷出的质子流,对于载人飞船上的人员与仪器有极大的危害性,因此已引起人们的广泛研究。

• 日地关系

太阳发出的电磁辐射、高能粒子流和等离子体流的变化使得地球磁层、电离层以及中性大气的状态发生不同状态的变化,从而对人类的环境有重要的影响。

太阳耀斑爆发期间,由太阳发出的增强的电磁辐射、高能粒子流和等离子体云会引起广泛的地球物理效应。

首先,太阳耀斑爆发经常向行星际空间喷射等离子体云,其径向速度为 $500 \sim 1000 \text{km/s}$,经过 1.5~3 天到达地球轨道附近,与地球磁层作用引起磁暴。统计研究表明,只有很少的太阳耀斑爆发之后才有磁暴发生。

在磁暴期间,热层特性受到一系列的扰动。热层中的主要能量来自太阳发出的远紫外线辐射,由于远紫外线辐射有明显的 27 天周期变化和太阳周年变化,因而热层大气的温度、密度和成分也有 27 天的变化和太阳周年变化。磁暴期间,热层的密度、温度、成分和风

场都受到显著的扰动。磁暴期间热层的密度差不多在全球尺度上均匀地增加,但极区增加较少。值得注意的是,大气密度的变化会引起人造地球卫星轨道衰变率的变化,它直接影响到卫星的寿命。

太阳活动也是气象变化的重要因素,有人指出,强的太阳耀斑可引起中高纬度大气环流的变化。有的统计结果还表明,耀斑后第三天和第四天内的雷暴活动增加,在耀斑出现前后 10 天内最频繁。

此外,太阳耀斑引起的地球物理事件还包括电离层突然骚扰、太阳宇宙线事件和极磁吸收事件。其中电离层骚扰的主要现象之一是短波衰减,它有显著的年周期变化。

2.2.2 行星

太阳系有九大行星。从离太阳最近的算起,它们依次是水星、金星、地球、火星、木星、土星、天王星、海王星和冥王星。除了水星和金星,每个行星都有一个或几个卫星。除此之外,太阳系里还有许多质量较小的行星。所有行星都有环绕太阳运行的公转运动和绕其本体内部某一直线为轴的自转运动。

1. 水星

水星是太阳系中与太阳距离最近的行星,和太阳的平均距离为 $5.8 \times 10^7 \text{ km}$ (0.3871 天文单位),直径为 4880 km,质量是太阳质量 $1/6023600$,大约只是地球质量的 0.055 倍。水星的平均密度为 5.46 g/cm^3 ,和地球差不多,表面重力加速度为 3.73 m/s^2 ,约为地球的 0.4 倍,表面上物体的逃逸速度只有 4.3 km/s 。水星表面没有水,大气极其稀薄。大气中含有氮、氢、氧、碳、氦、氟、氙等元素。

由于没有大气和水的调节,水星表面昼夜温度变化十分剧烈,赤道区中午温度可达 $330 \sim 380^\circ \text{C}$,半夜却突然降至 -70°C 。表面和月球一样,凹凸起伏,环形山星罗棋布,还有山脉、陡壁悬崖、盆地和平原。

人类对水星的较深入了解是通过由美国发射的行星际探测器“水手”10 号三次(1974 年 3 月 29 日,9 月 21 日和 1975 年 3 月 16 日)从水星侧面通过时获得的。

2. 金星

金星是太阳系中最亮的一颗行星,在天空中,金星的亮度仅次于太阳和月亮,比第二亮的行星木星亮 6 倍,比最亮的恒星亮 15 倍。它与太阳的平均距离为 $1.08 \times 10^8 \text{ km}$ (0.723 天文单位),同其它行星相比,金星离地球比较近,最近时可达 $4.1 \times 10^7 \text{ km}$ 。它的直径为 12100 km,质量大约是地球质量的 0.82 倍,平均密度为 5.26 g/cm^3 ,表面重力加速度为 8.6 m/s^2 ,金星表面物体的逃逸速度为 10.3 km/s 。

金星表面保存着又厚又密的大气层,大气中含有二氧化碳、氮、氧、一氧化碳和水气等。在离地面 $30 \sim 40 \text{ km}$ 处,有一层厚达 25 km 的浓云,由浓硫酸雾组成,表面大气压约为地球的 100 倍,大气中二氧化碳含量可达 97% 以上,因此产生强烈的温室效应。表面温度达 480°C 左右,且没有地区、季节和昼夜变化。低层大气较宁静,大气层顶有与自转方向相同的、速度高达 320 km/h 的大环流。大气中还有频繁的放电现象,探测器曾记录到一次 15 min 的大闪电。

金星表面地势平坦,有山脉,也有平原。

1961 年以来,前苏联和美国发射了行星探测器,对金星进行了考察。1967 年 10 月 18 日,前苏联发射的“金星”4 号,首先撞在金星表面上。1975 年 10 月 22 日和 25 日,前苏联发射的“金星”9 号和 10 号,分别到达金星,拍摄了金星全景遥测照片。以后美国和前苏联又多次发射探测器,有多个着陆器降落到金星表面进行考察。

3. 地球

地球是太阳系中唯一有人类居住的行星。与太阳的平均距离为 $1.496 \times 10^8 \text{km}$ (人们把这一日地平均距离定为 1 个天文单位),按离太阳由近及远的次序为第三颗行星。地球的直径为 12742km,质量为 $6 \times 10^{24} \text{kg}$,平均密度为 5.52g/cm^3 ,在九大行星中为最大。其表面重力加速度为 9.80m/s^2 ,表面物体的逃逸速度为 11.2km/s 。

地球周围有大气,总质量约 $6 \times 10^{18} \text{kg}$,是地球总质量的百万分之一。大气层中氮含量为 78%,氧为 21%,氩为 0.93%,二氧化碳为 0.03%,氦为 0.0018%,此外,还有水气、尘埃等。低层大气分子,主要散射太阳光中波长较短的蓝色光,因此,天空成为蓝色。地球表面 70% 以上为海洋覆盖,它与湖泊、江河等水体组成地球的水圈。陆地则有高山和平原。有关地球的更为详细的知识则将在第三章中介绍,此处从略。

4. 火星

火星是太阳系中一颗引人注目的火红色行星。它处在地球轨道之外,与太阳的平均距离约为 $2.28 \times 10^8 \text{km}$ (1.524 天文单位),直径为 6776km,质量只为地球的 0.11 倍,平均密度为 3.94g/cm^3 ,表面重力加速度为 3.8m/s^2 ,表面物体的逃逸速度为 5km/s 。

火星上大气非常稀薄。主要成分为二氧化碳,占总量的 96%,还有少量的氮(3%)、氩(1%~2%)、一氧化碳、氧以及少量的水气。表面气压相当于地球上空 30~40km 高度处的大气压。温差很大,赤道地区中午最高气温在 20°C 左右。两极地区在漫长的极夜,最低气温也可降到 -139°C 。和地球类似,大气中也有云。

用望远镜观察发现:

- 火星的两极地区,有含有水冰和干冰的白色极冠。
- 由火星的大陆沙漠地区而形成的明亮桔红色区域,占火星总面积的六分之五。它由红色硅酸盐、铁和金属氧化物覆盖。
- 火星还有由火山溶岩平原形成的黑暗区域。

1964 年~1977 年,美国发射了“水手”号和“海盗”号探测器。1964 年 11 月发射的“水手”4 号,发现了环形山;1971 年 11 月发射的“水手”9 号,发现了火山、峡谷和干河床;1979 年 7 月和 9 月,发射的“海盗”1 号和 2 号,在火星上软着陆,发现上面大概没有生命存在。1962~1973 年间,前苏联也多次发射了“火星”号系列探测器,获得了不少资料。

5. 木星

木星是太阳系内质量和体积最大的行星,与太阳的平均距离为 $7.7 \times 10^8 \text{km}$,它的直径为 142800km,为地球的 11.2 倍,质量相当于地球质量的 318 倍,是太阳系所有其它行星总质量的 2.5 倍,体积为地球体积的 1316 倍,但平均密度 1.33g/cm^3 ,只有地球平均密度的 0.24 倍。其表面的重力加速度为 26m/s^2 ,约为地球的 2.6 倍。所以,在木星表面上,物体的逃逸速度高达 63.4km/s 。

木星有浓密的大气,厚度达 13000km,质量却只占木星总质量的 1%。大气的主要成

分为氢(82%)和氦(17%)、氨、甲烷、水和其他物质。在望远镜里看木星,主要可以看到表面有许多明暗交错的与赤道平行的彩色云带。

木星是一个液态的星球,在大气层之下便是氢层,外层厚度为 25000km 左右,由液态分子氢构成,内层厚度为 33000km,主要为液态金属氢。氢层之下可能是岩核球体,其半径约 12000km,主要由铁和硅组成。近年来发现,木星有一大小为数十到数百米之间的黑石块组成的光环,厚 30km,宽数千千米,离木星 12800km。

1972 年 3 月和 1973 年 4 月,美国发射的“先驱者”10 号和 11 号,对木星进行了探测,加深了人们对木星的了解。1979 年 3 月和 7 月,分别飞抵木星的“旅行者”1 号和 2 号,又获得了重大的发现。

木星是太阳系中自转速度最快的一颗行星,且它各处自转速度不一样,在赤道部分自转周期为 590.5min,两极地区稍慢,这也说明木星没有固体的外壳。

木星是夜空中最亮的几颗星之一,仅次于金星,比最亮的恒星天狼星还要亮,也比火星亮(除火星大冲日外),它最亮时达-2.4 等,因而,它经常受到人们的注意。

6. 土星

土星和太阳的平均距离为 $1.427 \times 10^9 \text{km}$ (9.539 天文单位),直径为 120000km,质量是地球质量的 95 倍,体积是地球的 745 倍,在太阳系中,土星的大小和质量仅次于木星,占第二位。平均密度为 0.70g/cm^3 ,比水还轻得多。表面重力加速度虽然与地球差不多,为 11.5m/s^2 ,但表面物体的逃逸速度却为 37km/s ,约为地球的 3.30 倍。

大气以氢、氦为主,并含有甲烷和其他气体,大气中飘浮着由氨晶体组成的云。从望远镜里看,这些云也有与木星一样的彩色的亮带和暗纹,但比木星的规则,色彩不如木星那样鲜艳。

现在大家都认为,土星没有固体外壳,其内部是直径为 20000km 的岩石核心,外面包围着 5000km 厚的冰层,再外面是 8000km 厚的金属氢层,最外面是大气。土星也有磁场和辐射带,虽然不如木星,但磁场强度却比地球磁场强千倍,而辐射带却不如地球。

土星有一个漂亮的光环,使其成为太阳系中最美丽的一个行星,整个光环有 16 圈,三圈最亮,外环宽 19000km,中环宽 28000km,最里面的叫内环。其它的环都较暗,很难看到,而且大多分布在外环外面。这些环都是由冰粒、石块和尘埃组成的。实际上,这些固体颗粒都是土星的“小卫星”,它们很宽,但却很薄。

美国发射的“先驱者”11 号于 1979 年 9 月访问了土星,使人们对土星的了解增加了很多。

7. 天王星

天王星是太阳系里唯一躺着绕太阳旋转的行星,距离太阳的平均距离为 $2.87 \times 10^9 \text{km}$ (19.14 天文单位),直径为 49540km,质量相当于地球质量的 14.63 倍,体积为地球的 57 倍。它的平均密度很小,只有 1.24g/cm^3 ,表面重力加速度为 9.8m/s^2 ,和地球差不多。但表面物体的逃逸速度却达到 21.4km/s 。

天王星表面有厚厚的大气层,大气中氢的含量最多,还有甲烷,但量很少。大气中存在着云层,可能是稀薄的甲烷云和面积较广的氨云。

天王星的核心是由岩石物质组成的,其中含有金属铁或铁的化合物。核心以外是由水

冰和氨冰组成的冰幔,冰幔以外是分子氢层,再向外就是厚厚的大气层。大气质量大约只有行星总质量的 20%。

8. 海王星

海王星距离太阳十分遥远,平均距离约为 $4.5 \times 10^9 \text{km}$ (30.198 天文单位),直径 $5 \times 10^4 \text{km}$,质量相当于地球的 17.2 倍,体积相当于地球的 60 倍。它的平均密度只有 1.66g/cm^3 ,表面重力加速度为 11.2m/s^2 ,比地球略大。其表面物体的逃逸速度为 23.6km/s 。

海王星有稠密的大气层,大气的主要成分是氢,此外还有甲烷和氨。海王星离太阳很遥远,它每单位面积上接收到的太阳光,只有地球上的九百分之一。其表面温度很低,只有 -230°C ,内部结构与天王星类似。

9. 冥王星

冥王星是太阳系里最小的一颗行星。距离太阳约 $6.0 \times 10^9 \text{km}$ (39.75 天文单位),是距离太阳最远的一颗行星,表面重力加速度为 0.5m/s^2 ,表面物体的逃逸速度为 1.2km/s 。

冥王星是天文学家汤博在 1930 年所拍摄的三张星体照片上,从两万多颗星星中发现的。冥王星直径为 $3000 \sim 3500 \text{km}$,是太阳系里最小的一颗行星。在太阳系中,它的质量最小,为地球的 0.0024 倍。冥王星的大气含有氢、甲烷等,其大气极稀薄。

为了便于比照,将各行星的轨道要素及物理要素列于表 2-1、表 2-2 中。

表 2-1 大行星平均轨道要素(1960 年 1 月 1.5 日历元)

行星	轨道半长径		公转周转		轨道 偏心率	轨道 倾角 (°)	升交点 黄经 (°)	近日点 黄经 (°)	历元 平黄经 (°)
	天文 单位	10^6 km	恒星 周期	会合 周期					
水星	0.3387	57.9	88.0 日	16 日	0.206	7.0	47.9	76.8	222.6
金星	0.723	108.1	224.7 日	584 日	0.007	3.4	76.3	131.0	174.3
地球	1.000	149.5	365.26 日		0.017	0.0	0.0	100.3	100.2
火星	1.524	227.8	687.0 日	780 日	0.093	1.8	49.2	335.3	258.8
木星	5.203	778	11.86 年	399 日	0.048	1.3	100.0	13.7	259.8
土星	9.539	1427	29.46 年	378 日	0.056	2.5	113.3	92.3	280.7
天王星	19.18	2869	84.01 年	370 日	0.047	0.8	73.8	170.0	141.3
海王星	30.06	4497	164.8 年	367 日	0.009	1.8	131.3	44.3	216.9
冥王星	39.44	5900	247.7 年	367 日	0.250	17.2	109.9	224.2	181.6

表 2-2 太阳、月亮和行星的物理要素

天体	赤道直径 (km)	扁率	质量 (地球质量=1)	密度 (g/cm ³)	引力 地球=1	逃逸速度 (km/s)	黄赤 交角(°)
太阳	1,392,000	0	332,946	1.41	27.8	616	
月亮	3,476	0	0.0123	3.36	0.16	2.3	6.7
水星	4,878	0	0.0553	5.44	0.38	4.3	<7
金星	12,104	0	0.8150	5.24	0.90	10.3	~179
地球	12,756	1/298	1.000	5.52	1.00	11.2	23.4
火星	6,794	1/192	0.1074	3.93	0.38	5.0	24.0
木星	142,796	1/16	317.9	1.33	2.87	63.4	3.1
土星	120,000	1/10	95.17	0.70	1.32	39.4	26.7
天王星	50,800	1/16	14.56	1.28	0.93	21.5	97.7
海王星	48,600	1/50	17.24	1.75	1.23	24.2	28.8
冥王星	3,000?	?	0.0024	0.7?	0.03?	1.2?	?

2.2.3 卫星

卫星是围绕行星运行的天体,表面反射太阳光,除了月球外,其他卫星的反射光都非常微弱,用肉眼通常不能直接看到。与行星类似,有的卫星表面也有大气。

1. 月球

月球是地球的天然卫星,这是人类用肉眼能直接看到的唯一的一颗卫星,也是人类最早发现的一颗卫星,距离地球的平均距离为 384400km,直径为 3476km,约为地球直径的 0.27 倍,质量约为地球质量的 0.0123 倍。它的平均密度 3.34g/cm³,只相当于地球密度的 0.60 倍。表面上重力加速度为 2.4km/s²,为地球的 0.21 倍。

20 世纪 50 年代开始,人们对月球进行了卓有成效的探测与研究。1959 年 9 月,前苏联发射的卫星“月球 2 号”,击中月球,成为碰到月球表面的第一个人造天体。1966 年 1 月,前苏联发射了卫星“月球 9 号”,成功地实现了软着陆。1969 年 7 月,美国航天员阿姆斯特朗和奥尔德林,乘坐“阿波罗 11 号”首次登上了月球,在月面上活动了两个多小时。至今,共有 6 艘载人宇宙飞船登上了月球,12 名航天员在月面上留下了自己的脚印。

2. 火星的卫星

火星有两颗卫星,火卫一和火卫二。

火卫一是离火星较近的卫星,距火星中心大约为 9450km,形状很不规则,宛如畸形的马铃薯,可勉强当作三轴椭球体,三条主直径分别为 27km,21km 和 19km,质量约为 1×10^{19} kg,平均密度为 2.1g/cm³,逃逸速度 0.12km/s。

火卫二是离火星较远的卫星,距火星中心大约为 23500km,形状很不规律,可勉强当作三轴椭球体,三条主直径约为 15km,12km 和 11km。其质量、密度和逃逸速度都要比火卫一小。

3. 木星的卫星

木星有 16 颗以上的卫星,这里介绍木卫一到木卫五。

木卫一是迄今在太阳系内所观测到的、火山活动最为剧烈的天体,距木星平均距离约

为 $4.2 \times 10^4 \text{km}$, 是距离木星第二近的卫星。它的直径为 3600km , 质量为 $8.9 \times 10^{21} \text{kg}$ 。从大小、质量和距木星的距离来看, 木卫一与地球的卫星月球十分相近。

木卫二是距离木星第三近的卫星。距离木星平均为 $6.7 \times 10^5 \text{km}$ 。直径约 3000km , 质量只有木卫一的 0.55 倍, 平均密度与木卫一差不多。

“旅行者 1 号”发现木卫二具有岩石结构, 它的表面除了覆盖着砂砾和土壤外, 其余大部分都是由水冰覆盖着, 部分地区还有盐和硫磺覆盖。

木卫三是太阳系最大的卫星。距木星的平均距离为 $1.07 \times 10^6 \text{km}$, 直径约 5150km , 质量为木卫一的 1.67 倍。其表面岩石和硅矿物不超过 15% , 其余都为冰冻的水、氨和甲烷组成。

木卫四是距离木星第五近的卫星, 距木星的平均距离为 $1.88 \times 10^6 \text{km}$, 直径约为 3000km , 质量比木卫一略大, 属规则卫星。

木卫五是离木星最近的卫星, 它距木星的平均距离只有 $1.8 \times 10^5 \text{km}$, 直径大约只有 120km , 质量只及木卫一的 0.002 倍。

4. 土星的卫星

直到 1981 年底为止, 已确定的土星卫星共有 23 颗。土卫十离土星距离只有 $1.595 \times 10^5 \text{km}$, 是最接近土星的卫星。土卫九离土星最远, 距离为 $1.295 \times 10^7 \text{km}$ 。除土卫六外, 其它的卫星都比较小。

土卫六是太阳系里第二大卫星, 与土星的平均距离为 1.22×10^6 , 直径约为 4828km 。质量比木卫三略小, 平均密度为 19.5g/cm^3 , 表面有桔红色的云雾, 大气层的厚度约为地球大气层厚的 10 倍。大气中主要成分为氮, 约占 98% , 是在太阳系中迄今发现的大气中含氮量最多的天体(地球大气中含氮量为 78%)。此外还有甲烷, 占 1% 不到, 还有少量的己烷、乙烯、乙炔和氢等。值得注意的是, 在其云层顶端发现有氢氰酸分子, 这是生命前分子。如果再考虑到土卫六表面有岩石, 可能有温室效应。这些现象已引起人们极大的注意。

5. 天王星的卫星

天王星的卫星共有 5 颗, 离天王星最近的天卫五, 平均距离为 $1.3 \times 10^5 \text{km}$, 最远的是天卫四, 为 $5.86 \times 10^5 \text{km}$ 。天卫一、天卫二、天卫三分别为 $1.92 \times 10^5 \text{km}$, $2.67 \times 10^5 \text{km}$, $4.38 \times 10^5 \text{km}$ 。其中天卫五的最小, 天卫三最大。

6. 海王星的卫星

海王星的卫星共有两颗, 海卫一离海王星的平均距离为 $3.54 \times 10^5 \text{km}$, 直径约为 3800km , 比月球稍大, 是太阳系里一颗较大的卫星, 质量约 $3.48 \times 10^{22} \text{kg}$, 比木卫三大 1 倍多(木卫三约 $1.49 \times 10^{22} \text{kg}$), 是太阳系里质量最大的一颗卫星。其表面可能有大气。它是在 1846 年海王星发现后不久被发现的。

海卫二离海王星的平均距离约为 $5.51 \times 10^6 \text{cm}$, 直径为 240km 。它是在 1949 年由柯伊伯用照相方法发现的。

7. 冥王星的卫星

冥王星的卫星离冥王星的平均距离为 1900km 。这个卫星有下列特点:

- 卫星的直径为其主星直径的 0.5 倍, 这在太阳系里是独一无二的。
- 卫星的自转周期与冥王星相同, 这就形成了太阳系中唯一具有同步轨道的卫星一

行星系统。

2.2.4 小行星

小行星是沿着椭圆轨道绕太阳运行的、大都分布在火星和木星轨道之间的小天体。

迄今为止,发现并已正式编号的小行星已达 5000 多颗。现在估计,在火星和木星之间的小行星可能有 4 万多颗,它们在火星和木星之间形成了一个小行星带。

小行星很小,体积最大的小行星是 1 号谷神星,质量最大的小行星也是谷神星(它直径 1000km,质量约 1.2×10^{21} ,只有地球质量的 0.0002 倍),直径大于 200km 的小行星约有 30 颗,有几百颗直径大于 25km,大多数小行星的形状是不规则的。

2.2.5 流星体和彗星

太阳系中还有大量质量很小的天体,即流星体(它包括从大于分子的微尘到小于小行星的各种小物体,大小从百分之几微米到几米,质量从 10^{-16}g 到 10^8g ,甚至更大)和彗星。当流星体以高速闯入大气,与大气摩擦燃烧而产生的光迹便是流星。陨落到地球表面的流星体残骸便为陨石。

2.3 天球的运动和天球坐标系

运动是一个相对的概念,描述一个物体的运动,就应当规定一个参照物,并引入相应的参考系。描述天体的运动,通常是在天球及相应的天球坐标系上进行的。

2.3.1 天球及其运动

一、天球

大家都有这样的感觉,天空好像是一个巨大的半球覆盖着大地,太阳、月亮、恒星等各种天体似乎都离我们一样远,它们分布在这个半球的内表面上,而且,不管走到哪里,总感到自己正好位于球心,为表达这一直观感觉引出了天球这个概念。天球是假想的、以观测者为球心、任意距离为半径的圆球面。

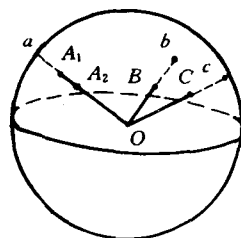


图 2-2 天球示意图

如图 2-2 所示,天球具有下述特点:

- (1)天球是根据人们的直观感觉所作的科学抽象,它只是一种辅助工具;
- (2)天体在天球上的位置是指向天体的视线投影在天球上的一点,它仅仅反映天体的方向;
- (3)对于天球上各点之间的距离,只讨论它们之间的角距而不考虑它们的线长,因此天球半径的长度可以任意选取;
- (4)因为天体离我们极其遥远,所以在地面上邻近两点看同一天体的视线方向可认为是平行的,也就是说两个平行的方向指向天球上的同一点;

(5) 一般以观测者所在的位置作为天球球心,例如以地面台、站中心作为天球球心的可称为站心天球。有时需要将天球球心取在地心或太阳中心,这样的天球分别叫地心天球和日心天球。

二、天球的旋转

观察星空、辨认星座,就会发现所有的星星都像太阳与月亮一样,有着东升西落的运动。由于这种运动每天有规律地重复出现,故叫做天体的“周日视运动”。在周日视运动的过程中,星星之间的相对位置和星座的形状看不出有什么变化,所以古代人们认为整个星空是绕着一条轴线旋转。通过长期的观测研究,人们终于发现,天体周日视运动是地球自转的反映。地球每天绕自转轴自西向东旋转一周。

天体除周日视运动外,还存在另外一种视运动现象。以太阳为例,它除了作周日视运动外,还作周年视运动,即相对于恒星,太阳不停地由西向东移动,每年在天球上沿一个大圆走一整圈,通过长期的观测研究,人们认识到这是地球绕太阳公转的反映。

图 2-3 中,圆 $abcde$ 代表地球绕太阳公转的轨道,圆 $ABCDE$ 代表太阳周年视运动的轨道。地球在 a 点时,太阳在天球上的 A 点;当地球运动到 b 点时,太阳在天球上也由 A 点移到 B 点。地球在自己的轨道上由 a 点经 b, c, d, e 转一周再回到 a 点时,太阳在天球上也相应地由 A 点经 B, C, D, E 转一周又回到 A 点,这很好地说明了太阳在天球上相对于恒星的移动只是地球绕太阳公转的反映,而且太阳在天球上移动的方向和地球公转的方向是一致的,即由西向东转。

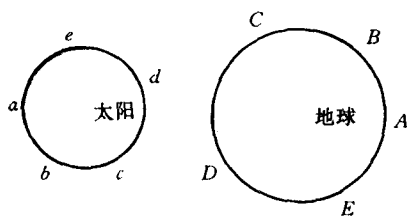


图 2-3 地球公转与太阳的周年视运动

三、天球的基本点、线、面

图 2-4 是以地心 O 为球心的天球。天球中最基本的点、线、面有:

1. 天极

通过天球中心 O 而与地球自转轴重合的直线 POP' 称为天轴。天轴和天球相交于两点 P 和 P' , 分别称为北天极和南天极, 与地球的北极、南极对应(图 2-4)。天轴是一条假想的直线, 天球绕这条直线作周日旋转, 这就是我们看到的天体东升西落的周日视运动。在天球的周日旋转中, 天极 P, P' 是不动点。

2. 天赤道和周日平行圈

通过天球中心 O 作一平面和天轴垂直, 这一平面叫天球赤道面, 它显然同地球赤道面平行。天球赤道面和天球相交所截出的大圆 QQ' 叫天赤道。因天球作周日旋转, 所以天球上每一点都画出一个和天赤道平行的小圆,

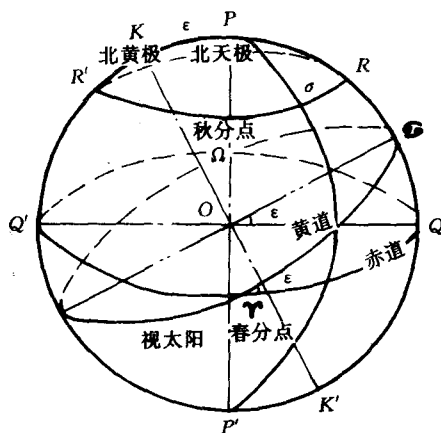


图 2-4 天球的基本点、线、面

叫做周日平行圈。图 2-4 中, $R\sigma R'$ 即天体 σ 随天球周日旋转而画出的周日平行圈。

3. 天顶和真地平

观测者所在地点的铅垂线方向延长后和天球相交于 Z 、 Z' 两点, 正好在观测者头顶上的 Z 点称为天顶, 和它相对的一点 Z' 叫做天底 (图 2-5)。通过天球中心 O 作一平面和 ZZ' 垂直, 这一平面叫做天球地平面, 它在天球上截出的大圆 $ESWN$ 叫做真地平。

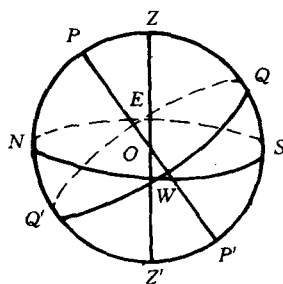


图 2-5 天顶和真地平

4. 天子午圈, 四方点和卯酉圈

通过北天极 P 和天顶 Z 所作的大圆 $PZSN$ 叫做天子午圈, 它和真地平相交于 S 和 N 两点。靠近北天极 P 的点 N 叫做北点, 和它相对的点 S 叫做南点。若面向北, 则观测者右方距南北各 90° 的点 E 叫做东点, 和东点正相对的 W 叫做西点; 东点和西点正好是天赤道和真地平的交点。 E 、 S 、 W 、 N 合称四方点。通过天顶和 E 、 W 的大圆 $ZEZ'W$ 叫做卯酉圈。

必须注意: 由于地面上不同观测地点的铅垂线方向彼此不同, 因此, 各个观测地点都有自己的天顶、真地平、子午圈、卯酉圈和四方点。也就是说, 这些点和圈有“地方性”, 本节提及的其它一些点和圈则没有。

5. 黄道和黄极

通过天球中心 O 作一平面和地球公转轨道面平行, 这一平面叫做黄道面。它同赤道面的交角叫做黄赤交角, 记为 ϵ , 约等于 $23^\circ 27'$ 。黄道面在天球上截出的大圆叫做黄道 (图 3-4)。黄道有两个极, 靠近北天极的那个极 K 叫做北黄极, 靠近南天极的 K' 叫做南黄极。

6. 二分点和二至点

黄道和天赤道相交于两点, 由于地球绕太阳公转, 在地球上我们看到太阳一年内沿黄道按逆时针方向 (从北黄极看去) 运行一周, 这就是太阳的周年视运动。太阳从赤道以南穿到赤道以北时所经过的黄赤交点叫做春分点, 而从赤道以北到赤道以南所经过的一个交点叫做秋分点。黄道上和春分点相距 90° 并在赤道以北的那一点叫做夏至点, 在黄道上和夏至点正相对的一点叫冬至点。春分点、秋分点合称二分点, 夏至点、冬至点合称二至点。

2.3.2 天球坐标系

为了确定天球上任一点的位置, 必须引入天球坐标系, 天文学中常用的天球坐标系有地平坐标系、时角坐标系、赤道坐标系、黄道坐标系。

一、地平坐标系

以真地平为基本圈, 天子午圈为主圈, 南点 S 为主点 (也可取北点 N 为主点) 的天球坐标系, 叫做地平坐标系。天顶 Z 是基本圈的极, 所有经过 Z 的大圆都垂直于真地平, 这些大圆叫做地平经圈。显然, 通过每一天体都可以作出一个地平经圈。例如, 通过任一天体 σ 可作出地平经圈 $Z\sigma MZ'$ (见图 2-6)。大圆弧 $M\sigma$ 就是天体 σ 的第二坐标, 叫做地平纬度 (或高度), 记为 h 。自真地平起向上 (向天顶 Z) 为正, 向下 (向天底 Z') 为负, 因此高度 h 取 0° 至 $\pm 90^\circ$ 间的所有值。有时也采用大圆弧 $Z\sigma$ 来代替高度 h , 叫做天顶距, 以 z 表示。自天

天体 σ 的第一坐标是大圆弧 SM , 叫做地平经度 (或方位角), 记为 A . 自南点 S 起, 分别向西和向东计算, 由 0° 到 $\pm 180^\circ$, 并规定向西量度为正, 向东为负. 例如, 西点的方位角为 $+90^\circ$, 而东点的方位角为 -90° .

由于天体有周日视运动,所以天体的地平坐标随着时间在不断地变化着。此外,天体的地平坐标还和观测者在地面上的位置有一定关系。即地平坐标随观测地点而异。另外方位角 A 以南点(或北点)作为起算点,由于四点的“地方性”,所以方位角也随观测点的位置而异。

时角坐标系又叫第一赤道坐标系。它以天赤道为基本圈(图 2-7), 天子午圈为主圈, 天赤道和天子午圈的交点之一 Q' (靠近南点 S 的那个交点) 为主点。

通过北天极 P 和任一天体 σ 的半大圆 $P\sigma TP'$ 叫做天体 σ 的时圈(或赤经圈),它垂直于天赤道,并与天赤道相交于 T ,大圆弧 $T\sigma$ 就是天体 σ 的第二坐标,叫做赤纬,记为 δ 。 δ 自天赤道起算,向北天极由 0° 到 $+90^\circ$,向南天极由 0° 到 -90° 。对于很靠近北天极的星,也常用 $P\sigma$ 表示天体 σ 的第二坐标, $P\sigma$ 叫做天体 σ 的极距,以 p 表示,由北天极 P 起算,显然有 $p = 90^\circ - \delta$ 。

天体 σ 的第一坐标是大圆弧 $Q'T$, 叫做时角, 记为 t 。从天子午圈上的 Q' 点起, 按顺时针方向 (即天体周日视运动的方向) 由 0° 量到 360° , 有时也从 Q' 点起分别向两边计量, 由 0° 到 $\pm 180^\circ$, 并规定向西计量为正, 向东为负。时角 t 的计量单位除用角度外, 有时也采用角时表示, 它的构成原则如下: 将圆周分成 24 等分, 每一等分称为 1 弧时, 该弧所对之圆心角叫做角时; 每一角时可等分为 60 角时分; 每 1 角时又可等分为 60 角时秒。国际上采用符号 h, m, s 表示这个计量单位。

当天体作周日视运动时,天体 σ 的第二坐标 δ 不随周日视运动而变化,但天体的时角 t 却从 0° 均匀地增加到 360° 。此外,对于地理经度不同的观测地点,由于子午圈不相同,所以 Q' 不同。故在同一瞬间,在地理经度不同的观测地点观测同一天体的时角 t 是不同的,即同一天体的时角 t 随观测地点而异。

基本圈是天赤道,过春分点的赤经圈为主圈、春分点为主点的球面坐标系,叫做赤道坐标系,或第二赤道坐标系,如图 2-8 所示。任一天体 σ 在该坐标系的第二坐标仍然是赤纬 δ ,其定义和时角坐标系的完全相同。天体的第一坐标为天赤道上的大圆弧 γT (T 点是通过 σ 的赤经圈和天赤道的交点),叫做赤经,记为 α ,赤经自春分点起,按反时针方向计

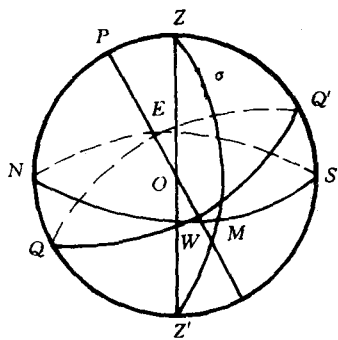


图 2-6 地平坐标系

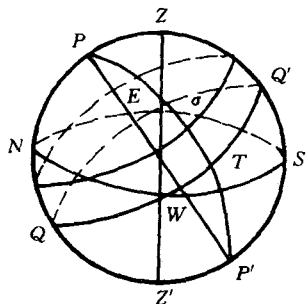


图 2-7 时角坐标系

量,由 0° 到 360° ,或者由 $0h$ 到 $24h$.赤经的量度方向正好与时角的量度方向相反,即沿着和周日视运动相反的方向量度。

设 t_γ 为春分点的时角,根据图2-8,不难看出 $t_\gamma = \alpha + t$

由于春分点和天体一起作周日视运动,所以在赤道坐标系里,赤经 α 和赤纬 δ 都不随周日视运动而变化,而且它们与观测地点无关。

四、黄道坐标系

以黄道为基本圈,过春分点的黄经圈为主圈、春分点为主点的球面坐标系,叫黄道坐标系,如图2-9所示.通过天体 σ 和北黄极 K 的半大圆 $K\sigma LK'$,叫做黄经圈,它和黄道相交于点 L .

天体 σ 的第一黄道坐标是大圆弧 γL ,叫做黄经,以 λ 表示.由春分点起算,量度方向和赤经相同,即按反时针方向量度,由 0° 到 360° .

天体 σ 的第二黄道坐标是大圆弧 $L\sigma$,叫做黄纬,以 β 表示.黄纬的量度方向和赤纬相类似,自黄道起算,向北黄极由 0° 到 90° ,向南黄极由 0 到 -90° .

天体的黄道坐标 λ, β 和赤道坐标 α, δ 一样,不随周日视运动变化,与观测地点无关。

五、空间坐标系

前述几种天球坐标系,实际上只给出天体在天球上的二维投影位置,也就是说它不考虑天体与我们之间距离的远近,这对恒星位置的确定是合适的.然而当研究离地不太远的天体(如行星)及近地飞行的人造天体的运动时,光知道二维投影位置就不够了,这时就必须引入表示距离的第三个参数(通常是地心矢径 r),因而需要建立空间三维坐标系,包括三维直角坐标系和三维球坐标系,后者又称三维极坐标系.通常情况下,为了便于与相应的天球坐标系进行坐标转换,空间坐标系的原点 O 总是与天球中心相重合,这与二维天球坐标系中的主点是不相同的.直角坐标系的 OZ 轴常取天球坐标系的极点所在方向,而 OX 轴取主点所在的方向, OY 轴则与 X, Z 轴相垂直,可将 X 轴绕 Z 轴旋转 90° 而获得,旋转方向应与天球坐标系惯用的左旋或右旋方向相一致.这样, XY 平面与天球坐标系之基圈相重合, XZ 平面与主圈相重合.与前面四种天球坐标系对应的天球直角坐标系如图2-10所示.四种坐标系的总结见表2-3。

2.3.3 春分点的移动

前面讨论的坐标系,实际上已假定:作为不转动的参考系的基准点——春分点 γ ,它在天球上的恒星间是固定不动的,然而事实并非如此。

1. 地球质量分布不对称,导致太阳和月亮的引力引起地球自转轴的进动(进动:指在外力矩作用下,转动物体的自转轴绕另一轴作旋转的运动)和章动(章动:指自转天体的自转轴在空间的周期性微小变化.月球轨道面位置变化是引起地球章动的主要原因)。换

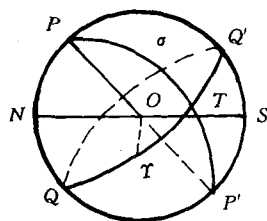


图2-8 赤道坐标系

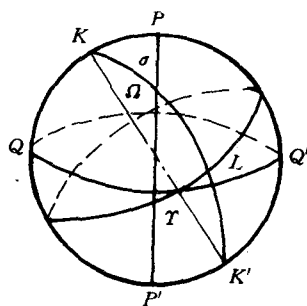


图2-9 黄道坐标系

言之,即赤道平面的方位在变动,天极的指向在变动。目前,天极位于小熊座 α (北极星)附近,12000年后,天极将移到天琴座 α (织女星)附近,那时织女星就要变成“北极星”。

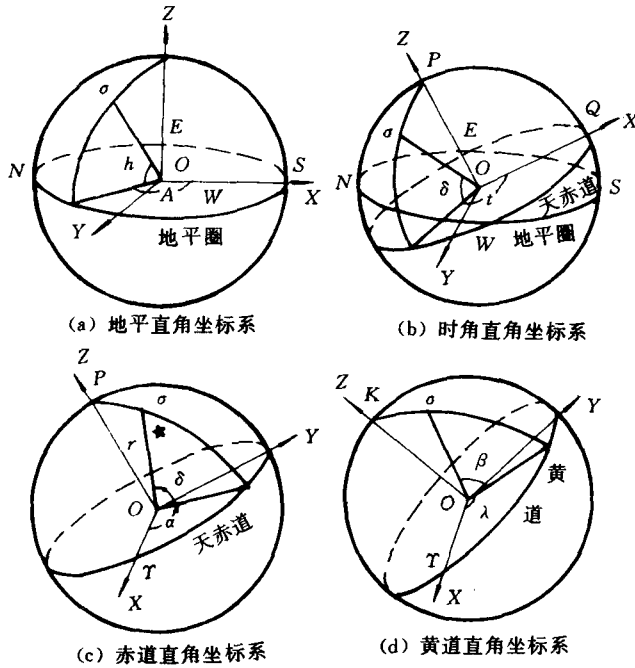


图 2-10 四种直角坐标系

表 2-3 四种坐标系

坐标系		地平坐标系	时角坐标系	赤道坐标系	黄道坐标系
直角坐标系	X 轴	南点 S (或北点 N)	交点 Q	春分点 γ	春分点 γ
	Y 轴	$A = 90^\circ$	$t = 6h$	$\alpha = 6h$	$\lambda = 90^\circ$
	Z 轴	天顶 Z	北天极	北天极	北黄极
天球坐标系	第一坐标	A	t	α	λ
	第二坐标	h	δ	δ	β
	左、右旋	右旋	右旋	左旋	左旋

2. 地球与别的行星间的相互吸引也导致黄道平面的方位在变化,也就是说黄道平面相对恒星固定是有限制条件的。

3. 恒星并非在无穷远处,而是处在有限距离上,故在天球上某些恒星也呈现出某些固有的运动。

由于以上这些因素的影响,春分点 γ 以大约每年 0.8 分的速度在天球上向西运动,而黄赤交角每年大约减少 0.5 弧秒。

为消除春分点移动的影响,避免有关航天计算中出现的误差,计算时必须指明赤道平面和黄道平面的方位。为此需为参考系确定春分点的位置。一般的做法是选用一个参考历元(历元:在天文学的研究和观测工作中,各种数据所对应的时刻)的平均春分点和平均赤道(或黄道)。平均意味着把较短周期的章动排除出去。

目前航天技术中选用两种参考历元:2000 年的开始时刻和进行计算的日期。与此相对应的有:2000 年平均春分点参考系和计算日平均春分点参考系。

2.4 时间和历法

时间和历法是天文学的基本课题之一。时间在航天技术中有特别重要的含义,从事航天技术必须搞清楚有关时间与历法的几个基本概念。

时间所计量的是短时间,是“时、分、秒”问题,它通常包含两方面的内容:时间间隔和时刻的确定。

历法所计量的是长时间,是“年、月、日”问题,历法就是历日制度,即根据天体运行周期安排年、月、日的法则。中外历史上出现许多历法,如我国的阴历、伊斯兰教的回历、现在通行的阳历(公历)等。

在此,我们主要讨论时间的计量。

度量运动,需要一种均匀的时间尺度。过去,这种均匀的时间尺度是以地球自转为基准的(世界时),由于地球自转的不均匀性和测量精度的不断提高,上述均匀尺度已不适应科学发展的要求;但由于种种原因,又必须将时间与地球自转相协调,这就导致了时间系统的复杂化。

现行的时间系统主要有根据地球自转测定的恒星时与世界时,根据地、日、行星运动测定和历书时和以原子电磁振荡作标准的原子时。其中历书时曾是 1960~1967 年期间世界公认的计时标准,而从 1984 年开始,完全被原子时代替。原子时虽然是一种时间间隔极为准确均匀的时间尺度,但由于人们都生活在地球上,与地球自转有极为密切的关系(如航天活动),因此,虽然有了原子时,但以地球自转为基准的世界时仍是十分必要的。

2.4.1 太阳时

太阳时又分真太阳时和平太阳时。通常把太阳的视圆面中心简称为真太阳(视太阳),真太阳连续两次上中天的时间间隔称为真太阳日(视太阳日)。

中天:天体过观测点当地子午线称中天,每个天体每次有两次中天,达最高位置叫上中天,相对位置的观测点则为下中天。太阳在上中天的那一刻称“太阳正午”。

古代日晷所计量的就是真太阳时。

观测表明,真太阳时是不均匀的。最长的真太阳日(12 月 23 日)与最短的真太阳日(9 月 13 日)相差 51 秒。造成这种不均匀的原因是地球绕日运行轨道是椭圆形,且赤道平面与黄道平面不重合。

为了避免真太阳时不均匀的缺陷,定义了平太阳时。它以一个假想的辅助点——平太阳来代替真太阳作为参考点,同时假设平太阳在天赤道上作匀速运动(圆形轨道),运动的

速度等于真太阳沿黄道运动的平均速度。

平太阳连续两次通过上中天的时间间隔为一平太阳日,以平子夜(平太阳下中天瞬间)为起算点(零时)。日常生活使用的时间属于平太阳时。

真太阳时不是等长的,不符合作为精确计量时间单位的要求,但真太阳却是可以观测的;相反,平太阳只是个假想点,是无法观测的。为此需寻找平太阳时和真太阳时的关系,这种关系由平太阳时和真太阳时之差,即时差进行联系,而每天时差的数值,可由天文年历查取,时差最大达 17 分。

格林威治地区由平子夜起算的平太阳时称为世界时,通常以 M 表示。

2.4.2 恒星时

以春分点作为参考点,春分点连续两次通过上中天的时间间隔称为一个恒星日。以春分点上中天为起算点,一恒星日等分成 24 个恒星小时,往下再按六十进制分为恒星分和恒星秒。

恒星时单位的长度显然比平太阳时的单位短,如图 2-11 可见,因地球每天公转约 1° ,一天之后当地球相对于春分点已自转一周时,太阳还没有在当时上中天,地球必须再多转约 1° 才是一个平太阳日。计算表明:

$$\begin{aligned} 1 \text{ 个平太阳日} &= 1.0027379093 \text{ 个恒星日} \\ &= 24^{\text{h}}03^{\text{m}}56^{\text{s}}.55537 \text{ 恒星时间间隔} \\ 1 \text{ 个恒星日} &= 0.9972695664 \text{ 个平太阳日} \\ &= 23^{\text{h}}56^{\text{m}}04^{\text{s}}.09053 \text{ 平太阳时间间隔} \end{aligned}$$

由于春分点是以不均匀的速度在天球上缓慢地移动,因此当恒星日与原子钟相比较时,恒星日的长度不是一个常量,但变化极小。恒星日等于地球相对于天球上某一固定点转动的真实周期,精度达千分之一秒。

某地某一时刻的恒星时在数值上等于此刻春分点的时角 θ 。格林威治地方的恒星时称为格林威治恒星时,数值上它等于春分点和格林威治子午线间的夹角 θ_g 。设观测点的地理经度为 λ_E (从格林威治向东度量),则有

$$\theta = \theta_g + \lambda_E$$

若知道在某特定时刻 t_0 (一般是世界时每年一月一日零时)的 θ_{g0} ,则由下式确定时刻 t 的 θ :

$$\theta = \theta_{g0} + \omega_{\oplus} (t - t_0) + \lambda_E$$

式中, $\omega_{\oplus}$ 为地球自转的角速度。

2.4.3 地方时、区时

上面提到的恒星时、真太阳时、平太阳时都是以观测者当地子午线为基准的,地球上位于不同经度的观测者在同一瞬时测得的参考点的时角是不同的,这种以观测者子午线为基准的时间又统称为地方时。在同一计量系统内,同一瞬时两地地方时之差等于两地的

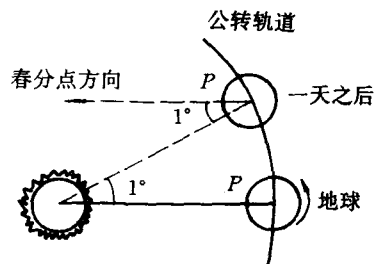


图 2-11 恒星日和平太阳日

地理经度差。

各天文台观测直接得到的是地方时,为联系各地方时,1834 年开始将由格林威治平子夜起算的平太阳时称为世界时。为日常生活的方便,1884 年华盛顿国际子午线会议决定在全世界实行统一的按区间系统计量时间,全世界分成 24 个时区,经度每隔 15° 为一时区,每时区都以中央经线的地方平时为本区的区时,相邻两时区的区时相差 1 小时。从西经 7.5° 到东经 7.5° 为零时区,从零时区起分别向东和向西各划分出 12 个时区,东十二区和西十二区相重合。于是世界时和时区的关系为

$$T_N(\text{区时}) = M(\text{世界时}) \pm N^h (N \text{ 代表区时序号,东经取正号})$$

我国幅员辽阔,从东到西横跨东五~东九五个时区。现采用北京所在东八区区时,为北京时间,北京时间实际上是东经 120° 的地方平时。

2.4.4 原子时

为满足天文动力学、航天技术、地球物理学和大地测量学等对时间高稳定、高精度的要求,人们把计量时间的尺度的标准由宏观的地球运动规律转向微观世界的原子内部的电子运动规律。

随着科学技术的发展,人们发现原子内部的运动比地球自转的稳定性高得多。每种元素的原子内部都有电子分布在一定的轨道上环绕着原子核旋转,电子从一个轨道跳到另一个轨道(叫做跃迁),会放出或吸收电磁波。凡电磁波都具有一定的振荡频率,对某种元素的原子,其电子在某两条确定的轨道之间跃迁时,放出的电磁波的振荡频率是一定的,而且极为稳定,所以可以用这种振荡频率来建立更均匀的时间标准,称为原子时。从 1958 年起,人们制成了原子钟,建立了原子时系统。1967 年第 13 届国际度量衡大会采用秒的新定义,以铯原子跃迁频率 $9\,192\,631\,770$ 周所经历的时间作为 1s 的长度。取 1958 年 1 月 1 日零时作为起点。在这一天原子时的时刻与世界时的时刻非常接近。

原子时是用原子钟来保持的,它具有高度的稳定性。例如,美国国家宇航局(NASA)应用氢标准控制的两台原子钟,符合度为每天优于 3.0×10^{-14} ,国际时间局(BIH)由 7 个国家几十个原子钟组成的国际原子时系统,其稳定度为 1.0×10^{-13} 左右,即每天的误差为 10^{-8} s,我国陕西天文台所建立的原子时标,是以两台氢原子钟作基准,并由 3~6 个铷原子钟组成,其精度达到 5.0×10^{-12} 。

原子时虽秒长均匀、稳定度很高,但它是个物理时而不是天文时,不能确定每天开始的 0h 时刻。原子时秒长与世界时秒长不等,大约一年相差一秒左右,积累起来就会使原子时时号偏离世界时的时刻。世界时虽含有长期、季节和不规则变化,秒长不均匀,但与地球自转紧密相联,在天体测量、天文导航、航天测量、大地测量和研究地球自转等领域中,仍需要精确的世界时,为协调原子时与世界时的关系,建立了协调世界时 UTC。目前,世界各国均发播协调世界时 UTC 的时号作为国际时间系统。

2.4.5 历法简介

人们由昼夜交替现象,产生“日”的概念,但为了计量更长的时间间隔,只有这一种单位是不够的。为了人类社会实际生活的需要,产生了依据有关天文现象建立比日更长的时

间单位的要求,因而产生了“月”、“年”的概念。自古以来,人类就选取了回归年作为计量长时间间隔的单位。以回归年为单位的这种时间计量系统,以及该系统在一年中计算日数的方法和怎样选取起算点的方法,就称为历法。实际上,历法也就是规定“年”、“月”、“日”的分配法则。一回归年包含 365.2422 平太阳日,所以年和日之间的关系并不像千克和克之间的关系那样简单。同时,年和日这两个单位是彼此无关的,是分别由两种不同的运动(地球的公转和自转)决定的。但是,在历法中,一年必须包含日的整数,称为历年。随着人类社会的发展,历法也在不断地发展并日趋完善。从天文学观点看来,历法的历史其实就是使历年的平均长度逐渐接近回归年长度的历史。在历史上曾经形成了三种历法:太阳历、太阴历和阴阳历。

第三章 近地空间环境

航天器在空间飞行时所处的环境(包括自然环境和人为环境)就是空间环境。太阳系内的空间环境可分为行星际空间环境、地球空间环境和其他行星空间环境。大多数航天器如各种卫星、飞船、航天飞机、空间站等,运行在近地空间,所以本章讨论近地空间环境。

3.1 地球空间

通常将地球大气层以外的领域称为宇宙空间,也称外层空间或太空。太阳系以内的宇宙空间可分为行星空间和行星际空间。行星空间常指行星引力所作用的范围。

3.1.1 地球的数学描述

作为初步近似,可将地球视作一平均半径为 6371km 的球。实际的地球由于自转,使地球成为椭球体。

人造卫星的观测结果表明:地球应为三轴椭球体,或者说,更像个梨状的扁球体。为了便于数学处理,需给出一个参考椭球体。

所谓参考椭球体,指的是一个椭圆绕其短轴旋转得出的椭球体,且其旋转轴与地球的自转轴相重合。

通过选取适当的椭圆短、长轴,使得由此得出的椭球与真实的地球物理大地水准面偏差最小,从而得到地球最佳的近似。

什么是地球物理大地水准面?若地球无刚性、则其表面应是个重力势值处处相等的等势面。可地球有一定刚性,导致表面呈现出不规则形状。众所周知,海洋面积占全部表面积 70% 以上,故在不考虑潮汐和气象影响情况下,可视大洋表面为等势面。因此取一个假想的等势面,它与海平面重合,并一直延伸到大陆的下面,把此假想的等势面作为地球形状便于处理的数学模型,这样的—个等势面就叫做地球物理大地水准面。

参考椭球体有几个全球性基准和地区性基准,我国采用的椭球体是国际大地测量与地球物理联合会 1975 年(IUGG-1975)的推荐值,它作为国内各使用单位的标准地球,其各参数如下:

半长径	$a = 6378.14\text{km}$
半短径	$b = 6356.7553\text{km}$
扁率	$f = 1/298.257$
引力常数	$\mu_{\oplus} = GM_{\oplus} = 3.986005 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ (包含大气)
半径向量	$\rho = a(0.998320047 + 0.001683494\cos 2\phi$ $- 0.000003549\cos 4\phi + 0.000000008\cos 6\phi)$

或 $\rho = a(1 - 0.00336317\sin^2\phi + 0.00000639\sin^2 2\phi)$

式中 ϕ 为地理纬度。

表面重力加速度(表面引力)

标准值 $g_0 = 9.80665 \text{ m/s}^2$

45°纬度处 $g_{45^\circ} = 9.80612 \text{ m/s}^2$

其他纬度处 $g = 9.78031(1 + 0.005302\sin^2\phi - 0.000006\sin^2 2\phi)$

3.1.2 近地空间

航天技术中,常把地球引力(相对于太阳)作用边界以内的区域称为地球空间,它是一个以地球为中心,半径达 $9.3 \times 10^5 \text{ km}$ (约 150 个地球半径)的球体。显然,在地球空间以内存在着月球轨道,月球到地球的距离为 $3.84 \times 10^5 \text{ km}$,月球相对于地球有自身的作用空间,其半径为 $6.6 \times 10^4 \text{ km}$ 。

一般将距地球等于或大于地月距离的空间称为深空,将地球静止轨道高度 35786km 及其以下空间称为近地空间,通常情况下将近地空间的最低高度取为距地面 100km。关于近地空间不同的人会有略微不同的定义,如有人认为它是距地面 90km 到 $6.5 \times 10^4 \text{ km}$ (约 10 个地球半径)的地球空间。实际上,从航天器活动看,近地空间可以是航天器环绕地球做轨道运动的整个空间范围。

在近地空间范围内,影响航天器活动的主要环境因素是地球大气、地球电离层、地球磁场以及太阳电磁辐射、空间粒子辐射等等。

3.2 地球大气

地球大气指的是由地球引力场和磁场所束缚,包裹着固体地球和水圈的气体层。狭义的地球大气仅指地球周围的中性气体层。地球大气是地球的组成部分,它随着地球一起运动。大气总质量约为 $5.13 \times 10^{18} \text{ kg}$,占地球总质量的百万分之一,地球大气总质量的 90% 集中在地表 15km 高度以内,总质量的 99.9% 在 50km 高度以内。在 2000km 高度以上大气极其稀薄,逐渐向行星际空间过渡,无明显的上界。大气的主要成分是氮和氧。

3.2.1 地球大气的结构

地球大气按其温度的垂直分布特性可分为以下五层:

1. 对流层

这是最接近海平面的一层,其厚度随纬度与季节等因素而变化,在地球的南北极约为海拔 7~8km,在赤道上约为海拔 16~18km,在中纬度和高纬度约为海拔 8~12km。这一层的空气质量,几乎占地球大气全部质量的四分之三,层内的风速、风向、压强、密度、温度和湿度等经常变化。风、雨、雷、雹等气象变化均发生在这一层。

2. 平流层

从对流层顶端到海拔约 50km 之间,大气无上下对流,只有水平方向的流动,称为平流层,这一层的空气质量约占地球大气全部质量的四分之一。海拔 20km 以下,层内气温

一般保持在 216.65K;海拔 20~32km 之间,气温随高度而上升。层内另一特点是水蒸气很少。

3. 中间层

从平流层顶端到海拔约 80km 之间为中间层。该层空气质量仅占地球大气全部质量的三千分之一。在海拔 50~53km 之间,气温随高度而上升,到海拔 53km 处温度最高,可达 282.66K,高度继续增加时气温反而下降,到 80km 处降为 196.86K。

4. 热层

海拔 80km 以上,大气温度又急剧上升,到海拔 150km 左右,可达 1000K,在海拔 400km 左右。可达 1500~1600K。故海拔 80~400km 之间称为热层。

5. 外层

海拔 400km 到 1600km 之间为外层。层内空气质量仅占地球大气全部质量的 10^{-11} 。据测量数据推算,大气边界约位于海拔 2000~3000km 处。

大气按电离情况又可分为电离层和非电离层。

非电离层高度在 50km 以下,大气处于中性原子状态。

从海拔 50km 开始,部分大气分子受太阳电磁辐射和其它粒子的辐射而电离,形成由电子、正离子、负离子及中性粒子组成的电离介质区,它一直延伸到地球大气层的外缘,称为电离层。

根据电子浓度的不同,电离层又可分为若干层:

D 层:在海拔 50~90km 之间是电离层的最低层。层内电子浓度约为 $10^3 \sim 10^4$ 个电子/cm³,中性粒子浓度比其它各层大得多。这一层仅在白天存在。

E 层:在海拔 90~140km 之间,电子浓度约为 $10^5 \sim 2 \times 10^5$ 个电子/cm³,且昼大夜小。

F 层:分为 F₁ 层与 F₂ 层。F₁ 层在海拔 140~200km 之间,电子浓度约为 3×10^5 个电子/cm³,大多在夏季白昼存在。F₂ 层在海拔 200~1000km 或 2000km 之间,是电离层中经常存在的一层,电子浓度约为 $10^6 \sim 2 \times 10^6$ 个电子/cm³,且昼大夜小,冬季大,夏季小。

由于电离层处于地磁场内,受到磁场影响,故层内电子浓度还随纬度不同而变化。太阳活动对电离层也有很大影响,表现为电离层突然发生骚动和电离层暴,在极区发生极盖吸收和极光带吸收等情况。

众所周知,短波通信是靠电离层反射实现的,而电离层是一种不均匀介质,电波通过它传播时会发生所谓电离层闪烁现象。此外,太阳活动所引起的电离层反常现象,可使地球向阳的半球上中、短波无线电信号衰减,甚至完全中断,有时可中断数小时之久,这对卫星通讯是十分有害的。

3.2.2 地球大气的物理性能

1. 密度

海平面大气密度的标准值 $\rho_0 = 1.225 \times 10^{-3} \text{g/cm}^3$ 。不同海拔高度的大气密度如表 3-1 所示。

表 3-1 不同海拔高度的大气密度

大气密度(g/cm ³)	海拔高度(km)	大气密度(g/cm ³)	海拔高度(km)
$\rho_0 = 1.225 \times 10^{-1}$	0	$10^{-9}\rho_0$	165
$10^{-1}\rho_0$	18	$10^{-10}\rho_0$	245
$10^{-2}\rho_0$	33	$10^{-11}\rho_0$	370
$10^{-3}\rho_0$	49	$10^{-12}\rho_0$	540
$10^{-4}\rho_0$	67	$10^{-13}\rho_0$	730
$10^{-5}\rho_0$	82	$10^{-14}\rho_0$	980
$10^{-6}\rho_0$	96	$10^{-15}\rho_0$	1600
$10^{-7}\rho_0$	110	$10^{-16}\rho_0$	2750
$10^{-8}\rho_0$	125		

高空大气密度随时间、季节、纬度、太阳活动和地磁活动情况而变化,在磁暴期间,大气密度能在数小时内猛增数倍(甚至 10 倍),磁暴结束后又迅速复原。

2. 温度

海平面大气温度的标准值是 15℃ (288K),不同海拔高度处的大气温度如表 3-2 所示。海拔 120~300km 之间,温度与高度有如下经验关系式:

$$T = T_{\infty} - (T_{\infty} - T_{120})\exp[-S(Z - 120)] \quad (3-1)$$

式中, T_{∞} —— 外层大气的温度;

T_{120} —— 海拔 120km 处的温度;

Z —— 海拔高度(以 km 为单位);

T —— 高度 Z 处的温度(以 K 为单位);

S —— 常数,它等于 $0.0291\exp\left(-\frac{q^2}{2}\right)$,

$$q = \frac{T_{\infty} - 800}{750 + 1.722 \times 10^{-4}(T_{\infty} - 800)^2}。$$

表 3-2 各高度点的温度值

高度(km)	温度(K)	高度(km)	温度(K)
0	288.15	250	1400
11	216.65	300	1500
20	216.65	400	1500
32	228.65	500	1600
47	270.65	700	1600
52	270.65	1000	1600
61	252.65	2000	1800
69	220.65	3000	2000
79	190.65	5000	3000
90	190.65	10000	15000
110	254.25	20000	50000
118	382.24	30000	100000
150	780	50000	200000
200	1200		

由式(3-1)可知:当 T_{120} 为定值时, T_{∞} 是决定温度随高度分布的唯一因素。 T_{∞} 的值

是受太阳活动等多种因素影响的。

在海拔 300~1000km 之间,接近等温,1000km 以上的温度又随高度增加。

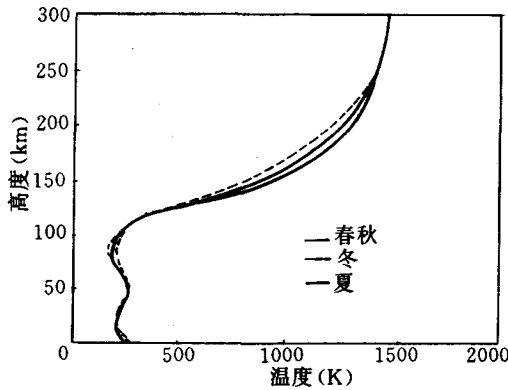


图 3-1 0~300km 高度内的温度分布

海拔 0~300km 之间的温度与海拔高度的关系,见图 3-1 所示。

必须指在,上面提到的空间大气温度(如在高空为 2000K)仅仅是大气的温度,千万不要以为这就是物体在空间的热平衡温度。2000K 的气体温度意味着气体分子具有很大的动能,但是,由于宇宙空间气体密度极为稀薄,仅为海平面的 $1/10^{16} \sim 1/10^{15}$,所以物体在空间单位时间内所碰撞到的气体数目寥寥无几,远不足以加热物体,使之保持更高的平衡温度。

实际分析研究表明,不考虑太阳与行星的辐射,宇宙空间的能量密度在任何方向和任意时间都约为 10^{-5}W/m^2 ,这相当于温度为 3K 的黑体发出的热量。此外,在太空,航天器表面发出的所有热辐射全被太空所吸收,没有二次反射,所以太空可以被看作理想的黑体。上述环境称为空间冷黑环境,又称热沉。

冷黑空间环境是航天器在飞行轨道中经历的主要环境之一。绕地运行的航天器,它与空间环境的热量交换主要依靠辐射进行,朝向太阳的表面温度可能达到 100°C 以上,而背向太阳的表面则面对 3K 的冷环境。

3. 压力

海平面大气压力的标准值为 $p_0 = 101325 \text{ Pa}$ 。不同高度时的压力如表 3-3 所示,表中是中纬度、春秋时节及在中等太阳活动情况下的平均值。

表 3-3 不同海拔高度的大气压力值

大气压力(Pa)	海拔高度(km)	大气压力(Pa)	海拔高度(km)
$p_0 = 1.01325 \times 10^5$	0	$10^{-8} p_0$	135
$10^{-1} p_0$	16	$10^{-9} p_0$	220
$10^{-2} p_0$	31	$10^{-10} p_0$	350
$10^{-3} p_0$	48	$10^{-11} p_0$	520
$10^{-4} p_0$	65	$10^{-12} p_0$	730
$10^{-5} p_0$	80	$10^{-13} p_0$	1100
$10^{-6} p_0$	92	$10^{-14} p_0$	2100
$10^{-7} p_0$	108		

由表 3-3 可知,在海拔 120km 以下,平均每升高 16km,大气压降低一个数量级。

大气压力不仅与高度有关,而且还随着纬度、季节及太阳的活动情况变化而有所不同。

3.2.3 地球大气的成分

从海平面到海拔大约 80km 高空,大气中各种气体的比例大致是恒定的,空气的平均分子量为 28.96。其中,海拔 20~50km 之间,因大气中臭氧的含量最大,故称为臭氧层。海拔 120km 以上,大气中某些成分开始分解,部分氧分子离解成氧原子。海拔 300km 以下,大气的主要成分是氧原子、氧分子和氮分子。海拔 600~700km 以上,主要成分是氮。

大气密度是随海拔高度增加而降低的,从海拔 100km 到 200km,氮分子密度由 10^{13} 个/cm³ 降为 $10^9 \sim 10^{10}$ 个/cm³;氧分子由 10^{12} 个/cm³ 降为 $10^8 \sim 4 \times 10^8$ 个/cm³;氧原子由 $2 \times 10^{11} \sim 8 \times 10^{11}$ 个/cm³ 降到 $10^9 \sim 5 \times 10^9$ 个/cm³。海拔 125km 处,测得一氧化氮的分子密度为 6×10^6 个/cm³。

表 3-4 某些海拔高度处大气的平均分子量

海拔高度(km)	大气的平均分子量
0	28.96
120	26.90
200	23.51
500	16.19
800	10.63
1000	6.23
1500	4.03
2000	3.92
2500	3.84
3000	3.70

氧原子由 $2 \times 10^{11} \sim 8 \times 10^{11}$ 个/cm³ 降到 $10^9 \sim 5 \times 10^9$ 个/cm³。海拔 125km 处,测得一氧化氮的分子密度为 6×10^6 个/cm³。

由于大气的成分、密度都随海拔高度而变化,所以海拔高度不同大气的平均分子量也不同,表 3-4 列出某些海拔高度处的大气平均分子量。

3.2.4 高层大气对航天器飞行的影响

高层大气对航天器的影响主要是航天器的气动阻力、升力、气动加热以及原子氧对航天器的腐蚀影响。升力及气动加热主要是在上升段和返回段。阻力的影响主要体现在对航天器轨道的影响,也就是以后会叙述的大气阻力的摄动。一般而言,在稠密大气层有较大的阻力,然而近地点低于 120km 的卫星,其寿命本来就较短,所以其轨道摄动影响不大。而在 600km 以上,阻力本来就很少,轨道摄动对卫星的寿命影响很小(其轨道保持可达 10 年以上,已超过了卫星的工作寿命)。在中等轨道高度,大气密度发生较大的变化,其结果必然导致轨道摄动。

众所周知,太阳活动无论对大气密度,大气温度以及紫外线辐射均有很大的影响,这些均影响着卫星的工作寿命。为了概略分析,引入下列几张曲线图以作说明。

从图 3-2 可以看出,在 150km 以下,太阳活动对大气密度的影响不大。在 500~800km 的高度处,太阳活动最大与最小之间,大气密度的变化可达 2 个数量级。这种大的变化自然会导致在太阳活动最大值,航天器的轨道会衰减得更快些。

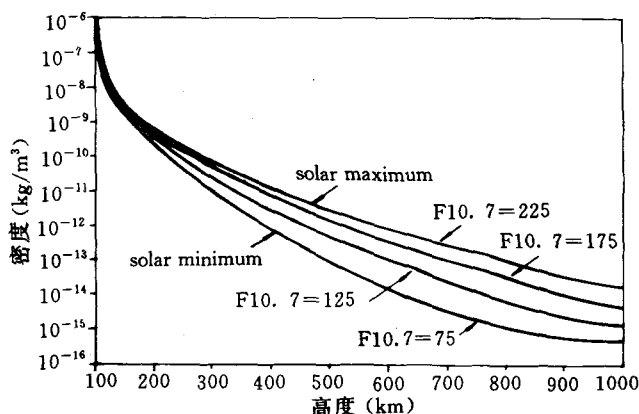


图 3-2 不同的 F10.7 时,高度与密度的关系

* F10.7—太阳对电辐射能量,它是太阳发出的波长为 10.7cm 的电磁辐射强度。它可以透过大气,能在地上进行连续观测,是太阳活动的重要指示,它有 11 年和 27 天的周期,也有逐日变化。F10.7 的单位为 $10^{-22} \text{W}(\text{m}^2 \cdot \text{Hz})^{-1}$ 。

原子氧是上层大气对航天器系统的影响的另一个重要方面。原子氧会与薄的有机涂层,先进的复合材料与金属表面发生反应。从而导致传感器性能的恶化。例如,在航天器中使用较多的卡普冬(Kapton)(常用于绝缘与密封)在 10^{24} 个原子/ m^2 的原子氧影响下,厚度将损失 $2.8\mu\text{m}$ 。其作用原理为,原子氧与材料表面成分发生反应,并使其氧化形成氧化物,从而导致放气加快,质量损失率增加,机械强度下降,光学和电性能改变。

当太阳的紫外辐射分解氧分子时就形成了原子氧。在接近 170km 处的高空,原子氧就成为主要的成分。图 3-3 给出了原子氧密度随高度的分布。

从图 3-3 中可以看出,直到 150km,太阳周期的变化是小的,当然随着高度的增加,原子氧密度平稳化增加,一到 300km,太阳活动最大时的原子氧密度要比太阳活动最小时的原子氧密度大一个数量级。这一点将导致航天器材料选择时要考虑任务周期与太阳活动周期的关系。

3.3 地球磁场与磁层

地球磁场,可以被看成是一个均匀的球形磁场。地磁场虽然强度不大,但其作用范围达数万公里。描述地磁场的要素有 3 个:

(1) 磁偏角 D 。它的定义是磁场水平分量与正北方向的夹角。我们规定,磁场水平分量偏东时,磁偏角为正值。

(2) 磁倾角 I 。它的定义是磁场方向与水平面的夹角。

(3) 磁场水平方向的强度 H 或垂直方向的强度 Z 。

地磁场的总强度,可以分解为三个分量:北向分量 X 、东向分量 Y 和垂直分量 Z ,如图 3-4 所示。通过卫星,常常只能测得地磁场的总强度 F ,它与其他分量的关系为

$$F^2 = X^2 + Y^2 + Z^2 \quad (3-2)$$

式中

$$X = H \cos D$$

$$Y = H \sin I$$

$$Z = H \tan I$$

地磁场起源于地核中熔融金属流动时所产生的电磁效应。地核中熔体的运动并不稳定,每年都有细微变化,这种变化,使地磁场也在变化。在大部分地区,地磁场的变化,均小于地面磁场强度的 0.1%。地磁场的瞬时变化,是两个因素引起的,一个因素是电离层中的电流体发生了变化,另一个因素是来自太阳的大量带电粒子与地磁场发生相互作用。地磁场发生骤变现象,称为磁暴,磁暴的周期是很短的。

3.3.1 磁层

地磁场在太阳风的作用下,被屏蔽在一个空间区域内,在此区域内,地磁场支配着低能等离子体和带电粒子的快速运动,从而形成了结构比较复杂的磁层,如图 3-5、3-6 所示。在向阳面,磁层的边界为磁层顶,它与地球的距离约等于 12~15 个地球半径;在背阳面,磁层有一个很长的柱形拖尾叫做磁尾。磁层内部,存在着高能粒子辐射带、低能粒子辐射带、等离子体层、等离子体片、等离子体幔和环电流等。

下面就若干有关概念作叙述。

1. 等离子体层

等离子体层是地球电离化的大气。地球磁场使得等离子体层随同地球一起自转。等离子体层的边界叫做等离子体层顶。在赤道面内,等离子体层顶高度为 4~5 个地球半径。在等离子体层顶区,电子密度下降很快。地球内辐射带和外辐射带处在等离子体层内。在等离子体层内充满着热等离子体。随着高度增加,等离子体密度逐渐降低。

2. 等离子体片

等离子体片占据以磁尾中间平面为中心、厚度约为 10 个地球半径的区域,其内边界的地心距离大约为 5~10 个地球半径。在等离子体片中的等离子体是热而稀薄的等离子

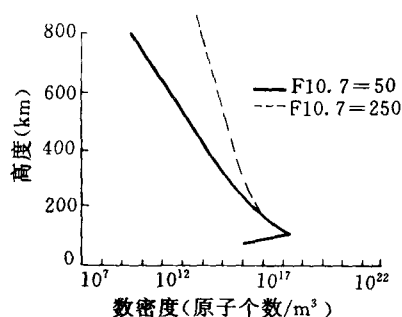


图 3-3 原子氧在太阳活动最大与最小时随高度的变化

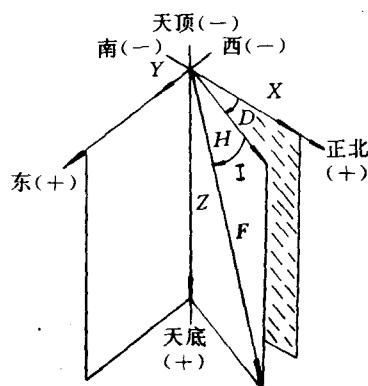


图 3-4 地磁场三要素

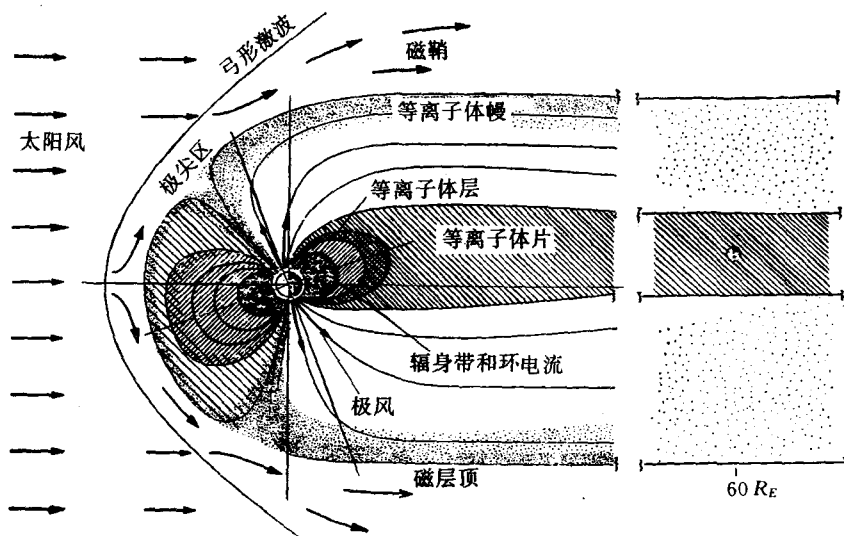


图 3-5 磁层剖面图

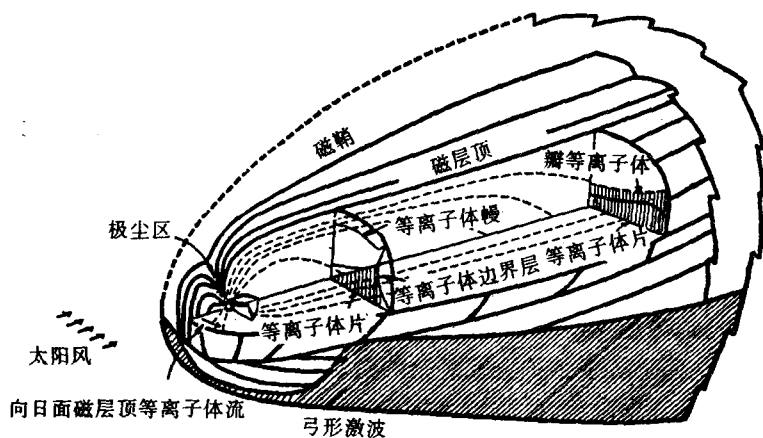


图 3-6 磁层立体示意图

体,其密度约为 0.5 个/cm^3 的量级。电子的能量由几百电子伏直到大于 10 千电子伏。等离子体片中离子的主要成分是 H^+ ,被认为是起源于太阳风的,其次是 O^+ ,被认为是起源于电离层的,再次是 He^{++} ,是起源于太阳风的。 O^+ 的含量的变化范围很大,由百分之几直到 50%,随磁活动增加而增加。 He^{++} 的丰度通常小于 0.5%。

3. 电离层等离子体

电离层是一个离地面 $70 \sim 3000 \text{ km}$ 高度范围内的空间。由于受太阳紫外线、微粒流、宇宙射线等作用,其中部分或全部的中性气体分子或原子电离为电子、正离子和负离子。所以电离层介质是电子、正负离子和中性粒子所组成的气体混合物。统计而言,正电荷量与负电荷量彼此相等,故这种介质在宏观上呈中性。应当指出,这些介质存在于地磁场之中,必须受到地磁场的拘束。另外,又由于电离层的电子浓度又随空间而变化,所以总体而

言,它是一种“非均匀的磁离子介质”。

电离层电子浓度随高度的变化通常以“层”区分,如常说的 D 层、 E 层、 $F(F_1$ 与 $F_2)$ 层和外电离层,其中 F 层往往是表征整个电离层的整个特性的主要区域。

在磁暴期间,电离层有明显的扰动,这种现象叫做电离层暴。

3.3.2 磁层亚暴

磁层是地球控制的最外层区域,它直接与太阳风、行星际磁场接触。太阳风和行星际磁场的扰动和变化,首先影响磁层,产生磁扰,严重时产生磁暴或磁层亚暴。特别要指出的是磁层亚暴时会注入大量的热等离子体。

磁层亚暴是磁层内一种大规模的扰动,持续时间为几小时到一周,在磁层亚暴期间,向阳面磁层顶收缩,磁尾等离子体片变薄。等离子体片的内边界向地球靠拢。靠拢的速度约为 $200\sim 1000\text{km/s}$ 。向地球靠拢一般可达 $4R_E$ (地球同步轨道的高度约为 $6.6R_E$)。磁层亚暴形成的地球同步轨道等离子体环境是非常复杂的,而且变化无常。

3.3.3 空间等离子体对航天器的影响

分析表明,对航天器影响较大的是磁层亚暴时的等离子体和近地轨道等离子体。

在磁层亚暴时,高能等离子体注入到地球同步轨道,使卫星表面被充电到上万伏的电位。当出现不等量带电时,会产生放电现象。强电弧和电磁脉冲严重危害星上仪器的正常工作。高压放电能击穿介质表面,损坏电子器件和线路。

高度为 $200\sim 500\text{km}$ 的近地轨道,处于电离层的 F 层中,正如前述,该处等离子体浓度较大,它们对航天器均有影响。其中,同样也存在等离子体充电问题,同样也会出现不等量带电时产生放电,大的放电电弧及产生强电磁脉冲,从而可能使电子设备乱真切换,损坏电源系统,控制和通信系统。

另外,高压的太阳电池阵若处在浓度大的等离子体环境中也会产生向空间泄漏,造成功率损失。有的可达 $20\%\sim 30\%$ 或更多。

3.4 空间粒子辐射

空间粒子辐射环境由两大类组成。一类是天然粒子辐射环境,另一类是高空核爆炸后所生成的核辐射环境。在天然粒子辐射环境中,对航天活动有危害的带电粒子有三个来源。

(1) 地球辐射带,又称范·艾伦带。它是由地球磁场捕获地球磁层中存在的高能带电粒子而形成的。影响近地轨道航天活动是南太平洋异常区以及外辐射带的高纬边缘。辐射带的成份主要是质子和电子。

(2) 太阳宇宙线。主要指太阳发生耀斑时喷射出的高能带电粒子,发生大耀斑时,可在很短时间内达到很高强度。

(3) 银河宇宙线。来自银河系,单个粒子能量很高,但强度却很低。

3.4.1 地球辐射带

地球辐射带是人造卫星上天以来一个很重要的发现。它长期威胁着轨道上运行的航天器。

辐射带分内、外两个环带,主要由电子、质子以及少量重核组成。内带位于 $1.2 \sim 2.5R_E$ (内区),外带处于 $3 \sim 8R_E$ (外区)为中心的两个壳形磁层中(图 3—7)。其结构、空间范围、粒子种类及能量范围随时间有长期变化和短期变化,尤其是外带。

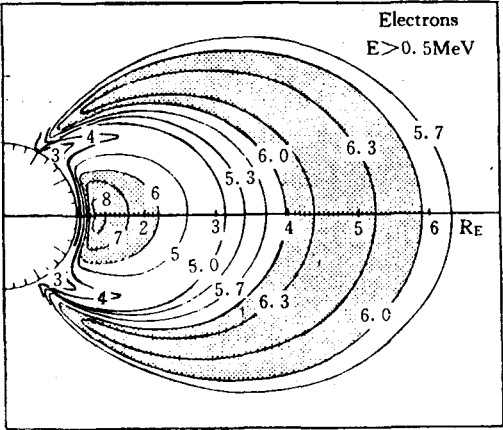


图 3—7 磁壳内层和外层的电子带

1. 内辐射带

内辐射带位于赤道上空,海拔约 $600 \sim 10000\text{km}$ 之间,其纬度边界约 40° 。内辐射带有两个异常区,其一是南大西洋上空(西经 40°)的负磁异常区;另一个是我国上空(东经 100°)的正磁异常区。在负磁异常区中,内辐射带的下界降到海拔 200km 左右。在正磁异常区中,内辐射带的下界升到海拔 1500km 左右,由此可见,即使在较低轨道上飞行的航天器也必须穿越内辐射带。表 3—5 给出了内辐射带的中心位置和最大强度。

内辐射带中粒子的主要成分是质子和电子。太阳活动对质子的影响不大。

表 3—5 内辐射带的中心位置和最大强度

粒子类型	能量范围 ΔE (MeV)	最大强度 N [个/($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$)]	中心位置的海拔高度 H (km)
质子	$\Delta E < 4$	$10^5 \leq N < 10^6$	~ 5000
	$4 \leq \Delta E < 15$	$2.0 \times 10^4 \leq N < 10^5$	~ 4000
	$15 \leq \Delta E < 35$	$4.0 \times 10^3 \leq N < 2.0 \times 10^4$	~ 3500
	$35 \leq \Delta E < 50$	$N < 4.0 \times 10^3$	~ 3000
电子	> 0.5	$> 10^8$	~ 3000

2. 外辐射带

外辐射带位于赤道上海拔 10000~60000km 之间,中心位置大约在海拔 20000~25000km,纬度边界约在 55~70°,主要成分为电子。太阳活动对外辐射带有很大影响,当地磁场受到扰动时,其强度和位置都有显著变化。表 3—6 给出了外辐射带的中心位置和最大强度。

表 3—6 外辐射带的中心位置和最大强度

粒子类型	能量 E	最大强度 N [个/($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$)]	中心位置的 海拔高度 H (km)
电子	$>45\text{keV}$	2×10^8	~ 21000
	$45 \leq E < 500\text{keV}$	2×10^7	
质子	$30 \leq E < 10^3\text{MeV}$	< 10	—
	$> 30\text{MeV}$	< 10	—

3.4.2 宇宙线

宇宙线是宇宙空间中能量较高的带电粒子。其中部分宇宙线来自银河系叫做银河宇宙线。其成分绝大部分是质子,其次是 α 粒子,它们的能量大约为 $10^8 \sim 10^9 \text{eV}$,强度约为几个粒子/ $\text{cm}^2 \cdot \text{s}$ (见表 3—7)。

表 3—7 银河宇宙线的组成

成分	强度[粒子数/($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$)]	在银河宇宙线 中所占的百分比
质子		
α 粒子	3.6	88
轻核(Li, Be, B)	4×10^{-1}	9.8
中等核(C, N, O, F)	8×10^{-9}	0.2
重核($10 \leq Z \leq 30$)	3×10^{-2}	0.75
超重核($Z \geq 30$)	6×10^{-5}	0.15
电子与光子	5×10^{-4}	0.01
(大于 4 千兆电子伏)	4×10^{-2}	1

在外层空间,银河宇宙线的分布基本上是各向同性的。但是,银河宇宙线进入地磁场作用范围时,发生了强烈的偏转,其分布出现了不均匀性与各向异性,这种现象称为地磁效应。银河宇宙线进入大气后,与大气中的原子进行核反应,产生次级粒子,使宇宙线的总强度增加,但到达一定深度的大气层中后,大气的吸收效应超过了次级粒子的增效应,总强度又逐渐减少(见图 3—8)。在海平面处,银河宇宙线总强度约为 1.8×10^{-2} 粒子/ $\text{cm}^2 \cdot \text{s}$,其强度随太阳的活动略有变化。

来自太阳的宇宙线称为太阳宇宙线,其能量一般在 $10 \sim 10000\text{MeV}$ 。在太阳宇宙线中,绝大部分是质子,其次是 α 粒子,少量是电子,因此,太阳宇宙线又称为太阳质子。这种现象称为太阳质子事件。它的地磁效应十分明显,在空间的分布范围为磁纬 50° 以上的高

纬度区和赤道上海拔几千公里的高空。观测表明,大于 2MeV 左右的太阳质子全进入同步轨道高度。在太阳活动比较频繁的年度中,太阳质子的事件多达 10 余次,一般情况下,每年也有数次。由于太阳宇宙线具有较高的能量,强度又相当大,所以对航天器有较大的危害。这些危害可能降低元件的性能,使多种光电敏感器的背景噪声增大,还会使航天员生病。

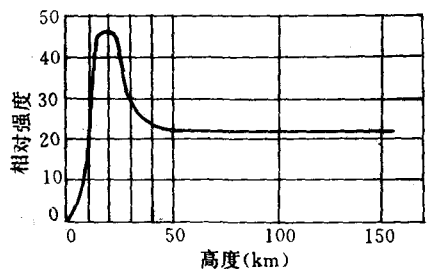


图 3—8 磁纬 41°N 处银河宇宙线总强度随高度的变化

3.4.3 极光粒子

地球极区的夜晚,天空中常常出现光彩夺目的黄绿色或红色光芒和弧光,这种现象叫做极光。它是由磁层中沿磁力线沉降的高能电子和质子所引起的,是地球大气中各种激发态分子和原子的发光现象。极光粒子中,主要是电子,其能量小于 50keV,最大强度达 10^{10} 粒子/($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$);其次是质子,它的强度比电子小得多,能量也比较低。极光的高度范围为海拔 65~1100km;直线状可移动的红色极光,有时低到海拔 65km;红色漫射极光则可延伸到海拔 1100km 的高空。

极区附近的地磁效应很小,来自太阳和行星际空间的电磁辐射以及太阳宇宙线,几乎都能进入海拔几十公里的低层大气层,因此,极区有很多空间的物理现象。例如,来自太阳的带电粒子流,经常会在极区引起极光和磁扰,这一区域的电离层也经常受到扰动,当磁暴达到最高峰时,极区的电波通讯会发生中断,它甚至还会影响高纬度地区的电波通讯。

极光对在低轨道上飞行的航天器有一定危害,它可以严重地损坏太阳电池、卫星的光学仪器表面以及热控涂层。极光的基本特性见表 3—8。

表 3—8 极光的基本特性

极光种类	质点种类	能量(千电子伏)	几何形状
波长为 6300 埃/5577 埃的极光可	e	<1	漫射形
移动的红色极光	e	10—30	直线形亮光
X 射线极光	e	10—100	漫射形
H α 、H β 辐射极光	H $^+$	1—100	漫射形
日照极光	H $^+$	$\geq 10^3$	全极区覆盖

3.4.4 微流星

在行星际空间和近地空间,存在着许多由小行星和彗星演变而成的流星物质,它们具有各种不规则的外形。大流星的直径有几千米,重量达数吨,但大多数流星的直径小于 1mm,质量在 1mg 以下,称为“微流星”。

流星物质,在太阳的万有引力作用下,沿着各种可能的椭圆轨道运动,和地球的相对速度约为 11~13km/s,一旦与地球大气相遇,即因与大气摩擦而生热、发光,使大气电离,并大多在离地面 70 公里以前完全烧毁,个别能到达地面者,称为“陨星”。直径 1mm 以下

的微流星,无论用目测、照相或雷达都难发现。它们大多在大气上层就被烧蚀为“空间尘埃”而缓慢地降落到地面。由此可见,地球大气对流星的侵害有一定的防护作用。

人们对陨星进行分析后,将它分为石流星与铁流星两种。石流星与铁流星数量之比约为 9:1。石流星的平均密度分别为 3g/cm^3 , 0.4g/cm^3 , 0.05g/cm^3 等。铁流星的平均密度约为 8g/cm^3 。

对海拔 88~168km 高空探测发现,微流星的大小为亚微米数量级。它们大致可分为 3 类:致密的球体、不规则质点和绒毛状质点。

迄今为止,尚无足够的观测资料能全面而又合理地评估微流星的危害性,但可以肯定,质量小于 10^{-7}g 的微流星,主要的危害在于侵蚀光学仪器、太阳电池及宇航器涂层的表面。由于他们的数量比较大,所以和宇航器有较多的相遇机会。质量大于 10^{-7}g 、直径大于 $100\mu\text{m}$ 的微流星,除能损坏光学仪器表面外,还会使航天器壳体外表面和内表面因撞击而形成裂痕,甚至可能穿透壳壁。关于更大的流星,一般认为它与航天器相遇的机会极少,故可不考虑其危害性。

3.4.5 宇宙空间的无线电噪声

在所有卫星的通讯系统中,接收机所获得的无线电信号,除了人们所希望传送的信息信号外,都伴随着无规则的干扰讯号,即所谓无线电噪声。它们是由各种噪声源和许多不同的物理过程所引起的。这里,只讨论来自宇宙空间的无线电噪声,如宇宙噪声、太阳噪声、月球与行星噪声、大气吸收及热噪声、电离层热噪声以及自然甚低频辐射噪声等。

1. 宇宙噪声

宇宙噪声,主要来源于银河系的无线电辐射,这种辐射,实际上覆盖着全部无线电波的连续波谱,其中只有一条在 1420MHz 附近极为狭窄的辐射,是由星际介质中的氢原子发射的。

2. 太阳无线电噪声

太阳是一个很强的无线电噪声源。太阳的无线电辐射变化很大,往往可达几千倍甚至几亿倍。

太阳的无线电噪声,一般可分为两部分:一部分是来自“宁静”太阳的弱而稳定的噪声;另一部分是来自“扰动”太阳的变化噪声。变化噪声又可分为两类:一类是变化时间为几天、几周或几月的缓慢变化;另一类是爆发性地持续几秒、几分或几小时的急速变化。

“宁静”太阳的噪声辐射被认为是由热源(例如太阳光斑和黑子活动区等)产生的,发射厘米波噪声时,太阳大气的温度约为 $3\times 10^4\text{K}$;发射米波时,温度约 $1\times 10^6\text{K}$ 。噪声的急速变化与太阳耀斑有关,耀斑的温度常常超过“宁静”时太阳温度的 1 千倍。

一般来说,太阳的无线电噪声,对接收机灵敏度影响不大,但对于指向太阳的大面积天线系统,是一种严重的干扰。

3. 月球与行星噪声

对月球的观测表明,月盘中心的平均亮度温度约为 210K 。金星、火星、土星和水星等行星的无线电噪声表明,同样为热型发射,它们的星盘亮度温度分别为 580K 、 210K 、 106K 和 400K 。木星则是一种非热辐射源,其亮度温度为 150K 时的辐射频率为 10000MHz 。由

于来自它们的无线电噪声辐射通量只有 $10^{-24}\text{W}/\text{cm}^2 \cdot \text{Hz}$ 左右,所以在空间一般通信中,可以不予考虑。但当飞行器接近月球或这些行星时,这类噪声是不能忽略的。

4. 天电噪声

天电噪声来自闪电。它是不规则噪声背景上夹杂的短脉冲,其强度随频率增高而迅速下降,在低于 15MHz 的频段内,天电噪声是地面接收系统的主要外部噪声。

由于天电噪声的传播,严重地受着电离层的影响,因此,它的强度随频率、时间、季节、地理位置和气候条件而变化。高频的和 10kHz 左右的低频天电噪声,可以传播到很远的地区;中频天电噪声则有很强的地区性,尤其在白天,它主要出现在雷电区附近,日变化也很大。总之,电离层阻止了天电噪声向电离层外传播,因此,天电噪声的干扰对航天器并不重要。

空间无线电噪声还包括大气热噪声、电离层热噪声、地面热噪声以及自然甚低频辐射引起的噪声等。为了满足空间通讯系统设计的要求,对空间无线电噪声有待于系统地探讨和研究,以获得充足的数据。特别是在低温参量放大器、微波量子放大器等低噪声器件出现后,接收机的内部噪声以等效噪声温度表示,可以降到 $5\sim 10\text{K}$ 。这样,如何控制外源性空间噪声所引起的天线噪声,就成为重要课题。就目前状况而言,考虑到外部与内部噪声源的综合指标,最适于空间通讯用的频带可以认为是 $1\sim 10\text{kHz}$ 。

3.5 空间真空和空间失重

3.5.1 空间真空

宇宙空间是一个巨大的真空环境。在海拔 800km 的高空,气压约为 10^{-9} 托($1\text{托}=1\text{毫米水银柱}=1.33322\times 10^2\text{Pa}$);海拔 2100km 高空的气压约为 10^{-11} 托;月球表面的气压为 10^{-13} 托;星际间的气压约 10^{-16} 托。这表明,航天器大多是在超高真空中飞行,由此,就出现了一系列新的物理现象。

1. 材料表层的升华加速

试验表明,在大约 10^{-7} 托真空和 393K 条件下,一周后,航天器上大部分温控涂层均有明显的质量损失,只有含氟化丙烯、氟化乙烯的涂料无显著升华。涂层的质量损失是因电磁辐射与真空环境同时作用而引起的。材料中的分子、原子从电磁辐射获得足够的能量后,克服了彼此间的结合能,材料表面就出现明显的升化和挥发。真空条件又为分子、原子的逸出创造了良好的外部环境,加速了升华与挥发。

2. 热传导变坏

在真空中,几乎不存在物质的对流,因此也不存在对流热传导,热的传递仅仅通过辐射而实现。气体动力学证明,气体的热传导在很大范围内与压力无关。仅当气体分子的平均自由程大于系统的特征尺寸时,热传导系数与压力的变化才成比例关系。例如,压力从 1大气压 降到 10^{-4} 托时,空气的热传导系数也降为一个大气压时的 10^{-4} 倍。

3. 表面电导发生改变和放电

材料长期处于空间真空条件中,由于其表层物质将发生挥发和离解,所以其介电特性

也要发生变化。有的介质,表面带有大量电荷而发生放电,有的则引起表面漏电,材料表面层的电导率也会有相应的变化。

4. 材料雾化

航天器在大气层中飞行时,若受到空间带电粒子的撞击,表面材料将会发生雾化。这种雾化,对航天器的头部影响最大。被雾化的材料,通常只有很薄的一层(最多只有 $50 \sim 100 \text{ \AA}$)。若航天器在太阳风或地球外层空间中运动,由于氢离子的扩散,材料表面充满着氢离子(被氢饱和的面积达到 10%),它会改变材料的光学特性。

5. 材料的机械性能改变

在空间极低的压力下,材料的外或内表面发生变化,表面出现微细的裂纹或晶隙腐蚀,表面保护膜被破坏,从而使材料的机械性能发生变化。

6. 材料与外部环境介质间的摩擦加剧

在正常的大气条件下,材料表面有氧化膜保护,这些膜,又被吸附的气体层所覆盖,在真空中,表面吸附的气体层被挥发,氧化膜遭到破坏,因而,材料与航天器周围环境介质之间的摩擦加剧。

3.5.2 空间失重

物体在引力场中自由运动时,有质量而不表现重量的一种状态,叫做失重状态,又称为零重力状态。有时,失重状态也泛指零重力和微重力状态。

载人飞船的速度达到 7.9 km/s (第一宇宙速度),并环绕地球飞行时,地球对飞船的引力被高速飞行的惯性离心力所抵消,飞船内的一切物体失去了重量,航天员感到飘飘然。此时,载人飞船中的一切物体都处在失重状态。

1. 载荷系数

设大地水准面上标准重力加速度为 g_0 ,飞行器处于某运动状态时的重力加速度为 g ,则比值 g/g_0 称为该状态的载荷系数,用 K 表示。

$$K = \frac{g}{g_0}$$

$K > 1$ 时,称为超重力状态;

$K = 1$ 时,表示飞行器位于大地水准面上,称为 $1g_0$ 状态;

$10^{-4} \leq K < 1$ 时,称为低重力状态;

$10^{-7} \leq K < 10^{-4}$ 时,称为微重力状态,用 μg_0 表示,又称 μg_0 状态。

2. 微重力物理现象

在微重力环境中,存在着许多新的物理现象,例如,液体的对流、沉降、分层、静压力等,均有不同程度的减弱或几乎消失,表面张力的作用显得相当突出。这些新的物理现象,统称为微重力物理现象,具体表现在以下几方面:

(1) 晶体的生长

在 $1g_0$ 状态下,溶液的对流使生成的晶体出现许多条纹,这种条件下生长的树状晶体,其结构有严重缺陷。

在 μg_0 状态下,对流现象大大减弱,生成的晶体比较均匀,形态对称,结构完整,颗粒

较大,强度也比较高。

(2) 合金的形成

1g₀ 状态下,重力的沉降作用使合金内部出现不均匀性,μg₀ 状态下,沉降作用十分微弱,这时,无须搅拌,就能获得十分均匀的合金。

3. 微重力生理现象

航天员刚进入失重状态时,都会有心悸等不舒适感觉,几天后,逐渐适应,不舒适感觉又会消失。但是,由于人类已习惯于在地面重力环境中生活,故长期生活在失重环境时,可能会引起某些疾病。

例如,在地面时,人体循环系统对血液的推动作用与重力对血液的吸引作用保持着某些平衡,一旦失重,这种平衡受到破坏,大量血液涌向头部,循环系统的功能会发生紊乱,循环紊乱,又可能导致心血管疾病。人体的平衡器官在失重状态下,会发出“错误”的平衡感觉信号,使人产生倒置之感,甚至引起眩晕、恶心、呕吐、厌食等症状。长期失重,骨骼不再承受压力,引起明显的脱钙,久不用力的肌肉,会发生萎缩。

人们还发现,失重状态对人体的免疫力与遗传情况也有不同程度的影响。

为了克服失重症状,航天员的下肢应安装负压装置,迫使血流向下肢流动,并可服用适当药物,预防失重引起的反应。

4. 微重力对空间飞行的影响

在 μg₀ 状态下,还有一些其它的异常现象。例如火箭的液体推进剂,会在贮箱中漂浮,从而造成严重事故。众所周知,在 1g₀ 状态下,增压气体可以迫使推进剂从贮箱中排出;但在 μg₀ 情况下,液体推进剂能与增压气体相互混合,如图 3—9 所示。这时,因推进剂对箱壁的附着力大于其内聚力,故推进剂沿箱壁爬升,并将气体分割包围,于是,空气混入了发动机燃烧室,这会造成飞行事故。这就要用正推火箭迫使推进剂正常进入推力室。

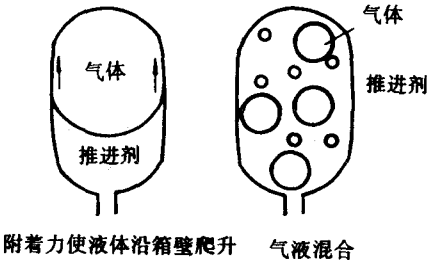


图 3—9 失重状态下推进剂的漂浮现象

3.6 空间碎片

人类航天活动在太空留下的人造物体称为空间碎片,又称空间垃圾。空间碎片包括失效的航天器、末级运载火箭、空间武器试验中的爆炸碎片以及火箭和航天器的排出物等等。

随着航天活动的日益频繁,轨道上航天器的数量持续增加,空间碎片已引起世界各国的重视。

3.6.1 空间碎片的来源

美国和俄罗斯是空间碎片的最大制造者。这两个国家所作出的“贡献”旗鼓相当。图 3—10 中的曲线表示过去 30 年中记录在册的空间物体的数目。从图中可以看出只有在

1978~1981 和 1989~1992 年这两段时期内空间碎片呈负增长。空间碎片数目减少的原因是这两段时期正值太阳活动峰年, 高层大气密度增加, 致使轨道高度在 600km 以下的卫星和空间碎片衰减加快。

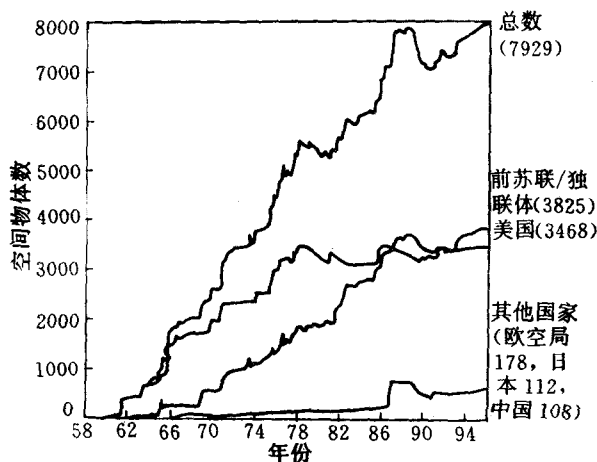


图 3-10 记录在册的空间物体数

从图 3-10 中还可以看到 1986 年和 1993 年空间物体的数目陡增。1986 年是由于欧空局“阿里安”火箭末级爆炸所致(参见图中“其他国家”曲线); 1993 年则是由于俄罗斯“质子号”火箭末级发生爆炸所致。

记录在册的地球轨道上的空间物体中, 只有 5% 是人造卫星(包括正常工作和已停止工作的卫星), 而 95% 是由各种途径生成的空间碎片。按其生成方式空间碎片可以分为: 工作产生的碎片、碎裂生成的碎片、老化形成的碎片和固体火箭发动机的微粒。

1. 工作产生的碎片

包括失效的有效载荷、卫星发射或工作时抛弃的物体, 如镜头盖、分离装置和包装部件、起旋装置、空推进剂箱、已燃尽的和未使用的火箭体、有效载荷整流罩以及载人航天活动中丢弃或遗留的物体。

近年来, 由于有关国家在设计上采取了措施, 不再释放上述各种物体, 这类工作产生的空间碎片正在逐步消失。

2. 碎裂生成的碎片

尽管有关空间国家已经或正在积极采取措施, 减少碎裂事件的发生, 例如在任务行将结束时, 排清剩余推进剂和其他能源, 但是碎裂生成的碎片仍不断出现。

碎裂事件是产生较大尺寸碎片的主要根源。一般说来, 碎裂的原因一是爆炸, 二是碰撞。引起爆炸的原因不外乎:

- (1) 空间物体内部某些装置, 例如蓄电池等的灾难性故障;
- (2) 与推进剂箱有关的爆炸(属于高能爆炸);
- (3) 充压箱爆炸(属于低能爆炸);
- (4) 故意炸毁。

空间物体在轨道上相互高速碰撞也可能发生碎裂事件。不同事件产生的碎片群具有不同的特征和速度分布。低能爆炸产生的小碎片数目一般比高能爆炸产生的少。在低地球轨道上,超高速碰撞产生的小碎片比高能爆炸产生的小碎片还多得多。高能爆炸主要的实例是“德尔它”火箭末级在低地球轨道上的碎裂。

3. 老化生成的空间碎片

航天器表面长期暴露在真空环境中会逐渐分解、剥蚀产生微小的空间碎片。老化生成的碎片包括涂层、塑料和金属等的剥落。涂层碎片一般是由于涂层的有机粘合剂暴露在原子氧环境中老化而脱落。在航天飞机的舷窗上常可发现这类小碎片撞击的痕迹。

老化剥蚀生成的碎片不限于微小的碎片,也有较大的碎片。它们来自卫星或火箭体的热防护层和隔热材料因老化分解而产生的脱落。

4. 固体火箭发动机粒子

固体火箭发动机通常用于将卫星从低地球轨道送入地球同步轨道,工作时向周围空间喷射出数千千克的氧化铝粒子,其尺寸非常小,估计直径在 0.01cm 以下。航天器长期暴露在这种微粒子环境中,其外表面受到腐蚀、化学污染,某些敏感部件,如光学镜头、太阳电池等的性能退化。最近,通过对长期暴露装置回收试件的分析,发现大量的撞击凹痕中有铝的痕迹。

不过,鉴于固体火箭发动机喷射出的固体粒子具有大约 3km/s 的高速度,加之粒子质量小,且在目前的任务中,发动机工作时的停泊轨道是低地球轨道,所以,大部分粒子很快就会陨落,而少数未陨落的粒子则在太阳光压的作用下,逐渐扩散开。因此,固体火箭发动机粒子只是在很短的时间里有影响,对航天器尚未构成威胁,不足为虑。

3.6.2 空间碎片的数量、分类与分布

最近几年,美国通过地面空间监视网(SSN)的观测和分析发现,在离地球表面 2000km 高度的范围内,人造空间物体的总质量约为 2000t。这些物体大都处在大倾角的轨道上,以 10km/s 的平均速度相互穿越。

在这些空间物体中,大约 3000 个是废弃的火箭级、失效的卫星和很少量的正在工作的卫星,它们的总质量占全部空间物体的绝大部分,约为 1960t。其余 40t 是空间监视系统能够跟踪到的较小的空间物体,约 4000 个。

空间碎片按其尺寸可以分为 3 级:

1. 直径大于 10cm 的物体,通常称为“大碎片”。这类碎片可以探测、跟踪并记录在册。
2. 直径在 1~10cm 之间的物体,通常称为“风险碎片”。这些碎片无法跟踪和记录。目前,地面空间监视网尚不能跟踪直径小于 10cm 的空间物体。
3. 直径小于 1cm 物体,通常称为“小碎片”。

有关观察表明,空间物体的最小尺寸随轨道高度的增加而增加。低地球轨道可观察到的物体的最小尺寸为 10cm;在地球同步轨道上为 1m。空间物体的分布是不均匀的,在高度为 1000km 附近,空间物体最多,每 10km 高度带内有 100 个;在国际空间站运行的 350~500km 的高度范围内,每 10km 中有 10 个。

目前,美国空间司令部记录在册的空间物体近 8000 个,其中绝大多数是低地轨道上、

直径大于等于 10cm 的物体。截至 1995 年 11 月 1 日,这些记录在册的空间物体按不同轨道区域的分布如表 3—9 所示。

表 3—9 不同轨道区域内的空间物体数

轨道区域	低地球轨道	中高轨道	地球同步轨道	其他轨道	合计
物体数	5747	134	601	1447	7929

通过对被跟踪的空间物体的推算,与对从轨道上回收的各种物体的研究以及根据地面雷达和光学观测设备的观测结果的分析,直径大于 10cm 的空间物体,其数量只占空间物体总数的很小一部分,但其质量却占总质量的 99.93%。表 3—10 给出了不同尺寸的空间物体的数量及质量。

表 3—10 中所给出的尺寸为 10cm 以下的空间物体基本上都是碎裂生成的碎片。这些碎片太小,空间监视网跟踪不到,其数量与质量是根据多种手段的观测数据,对回收的卫星和样品的分析以及利用已建立起来的空间碎片环境数学模型等进行综合分析推算所得。

表 3—10 不同尺寸空间物体的数量与质量

尺寸(cm)	物体数量	占总数量百分比	物体质量(kg)	占总质量有百分比
>10	8000	0.02%	1998600	99.93%
1~10	110000 *	0.31%	700 *	0.035%
0.1~1	35000000 *	99.67%	700 *	0.035%
合计	35118000 *	100%	2000000 * *	100%

* 统计估算值

* * 根据模型计算

3.6.3 空间碎片对航天器的影响

空间碎片对航天器的影响取决于碎片尺寸、质量、速度和碰撞角度。在航天器的设计中,对空间碎片按以下三种尺寸来考虑:

- (1) 直径小于 0.01cm;
- (2) 直径为 0.01~1cm;
- (3) 直径大于 1cm。

直径小于 0.01cm 的碎片的主要影响是使航天器表面产生凹陷和剥蚀。这类小碎片在近地轨道上数量很多,长期与卫星碰撞可能造成明显的累积影响。

直径为 0.01~1cm 的碎片会产生明显的影响,其严重程度要视航天器耐受性和防护措施而定。直径大于 0.1cm 的碎片会对卫星结构造成损害。例如,直径为 0.13cm,以 10km/s 速度飞行的铝球,其动能相当于口径为 22mm 的冲锋枪射出的一颗子弹。

直径大于 1cm 的碎片将对航天器造成灾难性的破坏。

目前航天器上实际采取的防护措施能抵御直径小于 1cm、质量小于 1.46g 的空间碎片;对于直径为 2cm 的碎片,目前的防护措施已不管用,需采取先进的手段。对于大于

2cm 的碎片,唯一有效的方法可能是躲避。幸而对于大多数中等大小的航天器而言,遇到大于 2cm 空间碎片的概率极小。至于某些尺寸特别巨大的航天器,与空间碎片相遇的可能性相当高,则需专门研究其防护措施。

空间碎片造成的损害是速度的函数。在地球同步轨道上,空间物体之间的相对速度较低,只有低地球轨道上的 1/10,碰撞产生的破坏性要小一些,但仍应引起足够重视。在地球同步轨道区域,空间碎片的密度较低,因此,航天器与碎片碰撞的概率相应较小。

第四章 运载火箭

把任何有效载荷(航天器)送到预定的轨道上去,离不开相应的航天运输工具,目前这种运载工具主要是一次性使用的运载火箭。作为航天技术中的一个关键的基础性技术,运载火箭技术是现代科学技术中发展最快的尖端技术之一,是一个国家科学技术水平的标志。

4.1 运载火箭概述

运载火箭是一种常用的由多级火箭组成的航天运输工具。当然,航天运输工具还包括航天飞机,在不久的将来还会出现具有单级入轨能力和能重复使用的新一代航天运输工具。但是,在相当一段时期内运载火箭仍将是主要的航天运输工具。运载火箭的用途是把人造地球卫星、载人飞船、空间站或空间探测器等有效载荷送入预定轨道。

运载火箭是第二次世界大战后在洲际导弹的基础上开始发展的,第一枚成功发射卫星的运载火箭就是前苏联用 SS-6 洲际导弹改装而成的“卫星”号运载火箭。洲际导弹与运载火箭实际上是二位一体的孪生子。把洲际导弹的弹头去掉,略作改装就变成了可运送有效载荷的航天运载火箭。因此,几十年来,世界上大部分国家(如美国、俄国及中国)的现有型号的运载火箭绝大部分是由战略洲际导弹、中程导弹演变而来的,当然也有不少型号是专门作为运载火箭研制的(如美国的土星-5 号、前苏联的“能源号”、“质子号”以及法国的阿里安运载火箭系列)。目前美、俄仍在利用退役的战略导弹改装成为运载火箭而发射各种有效载荷。

到目前为止,前苏联、美国、法国、中国、日本、欧洲空间局、印度等已相继研制成功 20 多种大、中、小型运载火箭。至 90 年代初,各国已经和正在使用的运载火箭主要有:前苏联的“东方号”、“上升号”、“联盟号”、“质子号”、“宇宙号”、“天顶号”和“能源号”;美国的“德尔它”系列、“宇宙神”系列、“大力神”系列及“土星号”运载火箭;欧洲空间局的“阿里安”系列;日本的“H”系列以及中国的“长征”系列运载火箭。

运载火箭一般由 2~4 级组成。每一级都包括箭体结构、推进系统和飞行控制系统。末级有仪器舱,内装制导控制系统、遥测系统和发射场安全系统。级与级之间靠级间段连接并装有分离机构及系统,各种有效载荷装在仪器舱的上面,外面套有整流罩。

整流罩是一种硬壳式结构。其作用是在大气层飞行段保护有效载荷,飞出大气层后就可抛掉。整流罩往往纵向分成两半,由弹簧或无污染炸药产生分离力。整流罩直径一般等于火箭直径,在有效载荷尺寸较大时也可大于火箭直径,形成灯泡形的头部外形。

运载火箭的技术指标主要包括运载能力(即能送入预定轨道的有效载荷重量)、入轨精度以及火箭对不同重量的有效载荷的适应能力及可靠性、经济性等。

人们在研制出一个基础型(或称原型)运载火箭后,通过原型的改进——诸如纵向加级或换级;研制新的上面级;横向捆绑助推器(固体或液体助推器);或者改进芯级性能(增加芯级结构长度,增加推进剂量,改进发动机性能,或更换新型号的主发动机)就能组合出型号繁多的各种运载火箭来满足有效载荷种类,重量增加及空间活动范围(各种高度的轨道)变化而带来的任务要求。我们将会在下面的介绍中,加深这种认识。

4.2 国内外典型的运载火箭

4.2.1 前苏联的运载火箭

1. 东方号系列

“东方号系列”是世界上第一个航天运载火箭系列,见图 4-1。它发射了世界上第一颗人造地球卫星、第一颗月球探测器、第一颗金星探测器、第一艘载人飞船、第一艘 3 名乘员的载人飞船、第一艘无人供货飞船等。

“东方号系列”也是世界上发射次数最多的一个运载火箭系列。从 1957 年 10 月至 1994 年底,共发射 1469 次,发射量位居世界第一。

“东方号系列”运载火箭包括“卫星号”、“月球号”、“东方号”、“上升号”、“联盟号”、“进步号”、“闪电号”火箭。后 4 种火箭又构成了“联盟号子系列”运载火箭。“东方号系列”总体参数和运载能力见表 4-1。

表 4-1 “东方号系列”总体参数和运载能力

型号	西方代号		级数	全长 (m)	底部最大直径 (m)	起飞 质量(t)	起飞推力 (kN)	运载能力(kg)		
								近地	大椭圆	绕月
卫星号	A	SL-1/2	1+4 枚 助推器	29.17	10.3	267	3904.4	1327		
月球号	A-1(L)	SL-3	2+4 枚 助推器	33.5	10.3	279	4002.5			360
东方号	A-1(V)	SL-3	2+4 枚 助推器	38.36	10.3	287	4002.5	4730		
联盟号	A-2	SL-4	2+4 枚 助推器	49.52	10.3	310	4002.5	7200		
闪电号	A-2-e	SL-6	3+4 枚 助推器	42	10.3	306	4002.5		1600	1620

“卫星号”运载火箭是苏联在第一颗洲际导弹 P-7(SS-6)的基础上改装而成的第一种航天运载火箭(见图 4-2)。1957 年 10 月 4 日,“卫星号”运载火箭进行首次发射,把世界上第一颗人造地球卫星送入轨道,开创了人类征服空间的新纪元。此后又相继发射了 2 颗卫星。这 3 颗卫星都是科学研究卫星,质量分别为 83.6kg、508kg 和 1327kg。

“卫星号”运载火箭只进行了 3 次发射。此后,它作为苏联“东方号系列”运载火箭的基

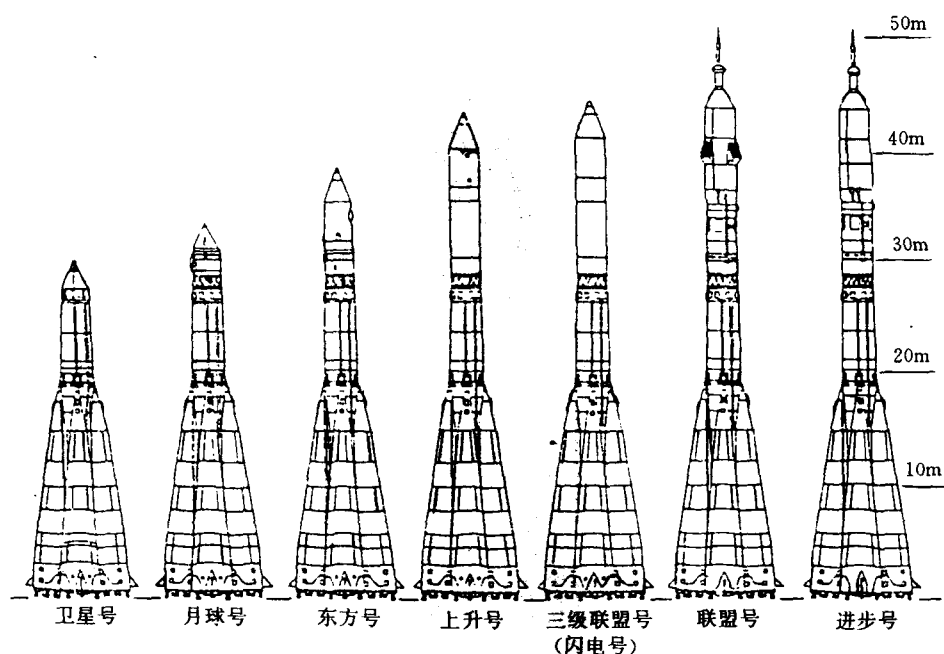


图 4-1 “东方号系列”运载火箭

础级一直使用至今。

“卫星号”运载火箭由芯级(一子级),4枚侧挂助推器和整流罩组成。芯级装一台 RD-108 液体火箭发动机,助推器各装一台 RD-107 液体火箭发动机。起飞时,共有 20 个主推力室和 12 个游动推力室同时点火,从而避免了串联构型运载所遇到的二子级高空点火难题。

“月球号”运载火箭是“东方号系列”中的第二种型号,它是世界上第一种发射月球探测器的火箭,也是第一种达到第二宇宙速度的运载火箭。它由增大推力的“卫星号”运载火箭加上二子级构成。

“东方号”运载火箭是世界上第一种载人航天运载火箭。它是“月球号”改进而成,主要是增加了一子级的推进剂质量和提高了二子级发动机的性能。1961 年 4 月 12 日,它把世界上第一位航天员加加林送入轨道。

“联盟号”运载火箭又可分为二级型“联盟号”和三级型“联盟号”火箭。其中二级型根据有效载荷又可细分为“上升号”、“联盟号”和“进步号”等。三级型“联盟号”从 1965 年开始发射“闪电号”通信卫星,后又称为“闪电号”运载火箭。

“联盟号”是一种多用途运载火箭,也是世界上发射次数最多的一种火箭。至 1994 年底共发射了 1307 次。至今仍一直在使用。

“联盟号”运载火箭是通过挖掘“东方号”运载火箭一子级的潜力和采用新的更大推力的二子级而发展起来的。

三级型“联盟号”运载火箭是苏联第一种三级运载火箭,也是世界上发射第一颗金星探测器和火星探测器的运载火箭。其一子级是“东方号”火箭,二子级同二级型“联盟号”火

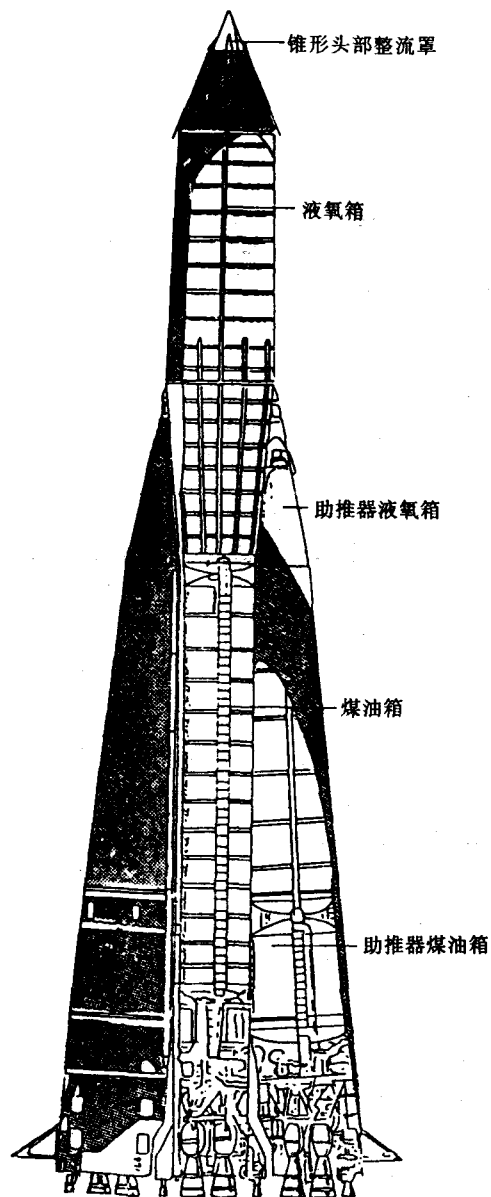


图 4-2 “卫星号”运载火箭

箭,增加的三子级与“东方号”二子级非常相似,装有一台真空推力为 68.7kN 液氧/煤油火箭发动机。

2. 质子号系列

“质子号”运载火箭是前苏联的主要运载火箭之一,是一种非导弹衍生的、专为航天任务设计的大型运载器,图 4-3 为“质子号”示意图。该系列共有 3 种型号:二级型、三级型和四级型。其中“三级型质子号”火箭能把 21t 有效载荷送入近地轨道。“四级型质子号”能

把 2.2t 有效载荷送入地球同步轨道。“质子号”运载火箭的发射场为拜科努尔发射场。

二级型“质子号”火箭在 1965 年 7 月至 1966 年 7 月发射了三颗“质子号”卫星,此后即停止使用。三级型“质子号”火箭于 1968 年 11 月 16 日首次发射,有效载荷为“质子-4 号”卫星,此后主要用于发射“礼炮号”、“和平号”空间站及“晶体号”和“量子号”空间站舱体和航天飞机模型等。四级型“质子号”火箭于 1967 年 3 月首次发射,有效载荷为“宇宙-146”卫星。后来主要用于发射各类大型星际探测器,如“月球-15~24”、“金星-9~16”、“火星-2~7”、“探测器-4~8”,还用于发射地球同步轨道卫星,包括“虹”、“荧光屏”、“地平线”、“射线 I”和“宇宙号”系列中的军用对地静止卫星。此外,四级型“质子号”火箭还具有一箭三星能力,用来发射苏联的全球导航卫星。

“二级质子号”运载火箭由一子级、桁架式级间段、二子级和整流罩组成的。一子级的推进剂箱采用并联构型,由一个中央氧化剂箱和周围并联的 6 个燃料箱构成。在 6 个燃料箱下方偏向中央氧化剂箱处各装 1 台 RD-253 液体火箭发动机。二子级推进剂箱采用串联共底构型,动力装置为 4 台液体火箭发动机。一、二子级各带一段桁架式级间段,级间分离面在级间段中间位置。其各子级的主要技术性能如表 4-2 所示。

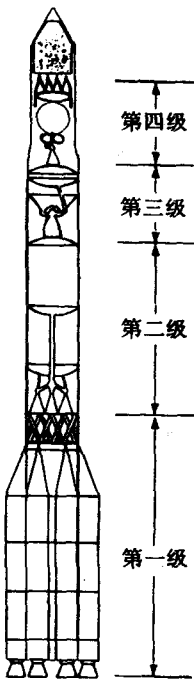


图 4-3 “质子号”D-1-e 运载火箭

表 4-2 “质子号系列”运载火箭总体参数和运载能力

型号	西方代号		级数	全长 (m)	最大直径 (m)	起飞质量 (t)	起飞推力 (kN)	运载能力(t)				
								近地 轨道	地球同 步轨道	月球 轨道	金星 轨道	火星 轨道
二级 质子号	D	SL-9	2	41	7.4	633	8840	12.25				
三级 质子号	D-1	SL-13	3	57	7.4	686	8840	21				
四级 质子号	D-1-e	SL-12	4	57.2	7.4	686	8840		2.2	5.7	5.3	4.6

级数	2	起飞推力	8844kN
全长	41m	推重比	1.42
最大直径	7.4m	运载能力	190/630km、63.5°轨道
起飞质量	633t		12.25t

一子级

级长	20.7m	发动机	6 台 RD-253
----	-------	-----	------------

直径	7.4m	推进剂	四氧化二氮/偏二甲肼
起飞质量	461t	地面总推力	$6 \times 1474 = 8844 \text{ kN}$
结构质量	44t	地面比冲	$2795 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$
推进剂质量	417t	工作时间	130s

二 子 级

级长	14.4m	发动机	4 台 RD-0210 液体火箭发动机
直径	4.15m	推进剂	四氧化二氮/偏二甲肼
子级质量	157t	真空推力	$4 \times 600 = 2400 \text{ kN}$
结构质量	12t	真空比冲	$3180 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$
推进剂质量	145t	工作时间	208s

“三级质子号”火箭是世界上第一种发射空间站用运载火箭。它由“二级质子号”的一、二子级加三子级构成。三个子级的推进剂都是 N_2O_4 和偏二甲肼。它从拜科努尔发射场发射, 51.6° 倾角、170/300km 轨道运载能力为 21t。其三子级的主要性能如下所示。

三 子 级

级长	6.6m	推进剂	四氧化二氮/偏二甲肼
直径	4.15m	真空推力	主机 600kN
子级质量	44.5t		游机 $4 \times 7.5 = 30 \text{ kN}$
结构质量	4 t	真空比冲	主机 $3160 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$
推进剂质量	40.5t		游机 $3150 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$
发动机	主机为 1 台液体 火箭发动机 游机 4 台	工作时间	主机 236s 游机 257s

“四级质子号”运载火箭是苏联迄今唯一能发射地球同步卫星的运载火箭, 它同时也广泛用于发射多种星际探测器、大型电子侦察卫星和全球导航卫星。至 1994 年底, “四级质子号”已发射 193 次, 失败 20 次, 成功率为 89.6%。四子级的性能如下所示。

四 子 级

级长	6.6m	发动机	1 台液体火箭发动机
直径	3.7m	推进剂	液氧/煤油
子级质量	15.7t	真空推力	83kN
结构质量	2t	真空比冲	$3450 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$
推进剂质量	13.7t	工作时间	563s

3. 天顶号运载火箭

“天顶号”是前苏联的一种中型运载火箭。1985 年投入使用的是“天顶号”的基本型,

即“天顶号”2 型,主要用来发射轨道高度在 1500km 以下的军用和民用卫星、经过改进的“联盟号”TM 型载人飞船和“进步号”改进型货运飞船。“天顶号”2 型是两级运载火箭,其一子级还被用作“能源号”火箭助推级的助推器。“天顶号”2 型于 1976 年开始研制,1985 年 4 月进行首次飞行试验,至 1992 年 12 月共发射 25 次,成功率为 88%。“天顶号”3 型是三级运载火箭,目前仍在研制之中,原计划在 1993 年进行首次飞行试验。3 型是在 2 型的基础上,增加一个远地点级而构成的,用于将有效载荷送入地球同步轨道、其它高轨道或者星际飞行轨道。2 型与 3 型火箭用的一子级和二子级是相同的。其主要技术性能如下所示。

	“天顶号 2”型	“天顶号 3”型
级数	2 级	3 级
全长	57m(大整流罩) 54. 5m(小整流罩)	61. 4m(大整流罩) 58. 9m(小整流罩)
最大直径	3. 9m	3. 9m
起飞质量	459t(有效载荷质 量为 13. 8t)	466t(有效载 荷质量为 2t)
起飞推力	7257kN	7257kN
推重比	1. 61	1. 59
可靠性	0. 958	0. 95
运载能力		
	近地轨道(200km/51°) (从俄罗斯发射)	13. 8t
	近地轨道(200km/12°) (从近赤道地区发射)	15. 7t
	地球同步转移轨道 (近地点 200km,远地点 35800km)	4. 5~6t
	地球同步轨道 (高度 36000 km,倾角 0°)	1. 9~2. 4t

一 子 级(2 型与 3 型)

级长	33m	发动机代号	RD-170
直径	3. 9m	推进剂	液氧/煤油
子级质量	354t	地面推力	7257kN
结构质量	28. 7t	地面比冲	3033 N · s/kg
推进剂质量	325. 3t	工作时间	140~150s

二 子 级(2 型与 3 型)

级长	10. 4m	真空推力	主机	833. 6kN
直径	3. 9m		游机	4×19. 6kN
子级质量	91t			
结构质量	8. 5t	真空比冲	主机	3423N · s/kg

推进剂质量	82.5t	游机	3354 N · s/kg
发动机代号	主机 RD-120	工作时间	主机 200~315s(2 型)
	游机 RD-8		300s(3 型)
推进剂	主机 液氧/煤油	游机	300~1100s(2 型)
	游机 液氧/煤油		375s(3 型)

三子级(3 型)

级长	≈4.4m	推进剂	液氧/煤油
直径	3.7m	真空推力	83.36kN
发动机	液体火箭发动机	工作时间	660 s

“天顶号”2 型火箭由一子级、级间段、二子级、仪器舱和整流罩组成。3 型火箭是在 2 型火箭的基础上增加一个三子级。2 型与 3 型的总体布局如图 4-4 所示。

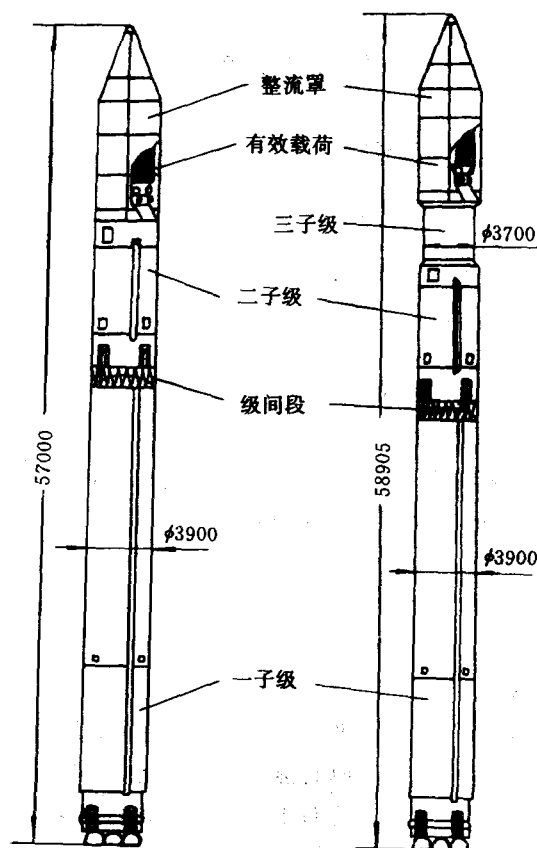


图 4-4 “天顶号”2 型(左)和 3 型(右)的总体布局图(单位 mm)

4. 能源号

“能源号”是前苏联的一种重型通用运载火箭,见图 4-5,也是目前世界上起飞质量与推力最大的火箭。它是前苏联为了满足 90 年代、特别是 21 世纪初载人与不载人、军用与民用航天任务的需要,推进近地空间的工业化和战略防御研究而研制的。它的主要任务

包括:发射多次使用的轨道飞行器;向近地空间发射大型飞行器、大型空间站的基本舱或其它舱段、大型太阳能装置;向近地轨道或地球同步轨道发射重型军用与民用卫星;向月球、火星或向深空发射大型有效载荷。表 4—3 给出了能源号运载火箭总体参数和运载能力。

表 4—3 能源号运载火箭总体参数和运载能力

主要技术性能(基本型)			
级数	2 级	起飞推力	34833kN
全长	60m	推重比	1.48 : 1
最大宽度	20m	运载能力	105t (200km 轨道)
子级质量	2400t		
推进剂质量	~2000t		
助 推 级			
级长	32m	推进剂	液氧/煤油
子级质量	≈1500t	地面比冲	3033N s/kg
地面推力	29028N	工作时间	≈150s
真空推力	31616.8kN		
发动机	4 台 RD-170 发动机		
芯 级			
级长	60m	推进剂质量	≈700t
直径	8m	发动机	液体火箭发动机
子级质量	≈800t	推进剂	液氧/液氢
地面推力	5805kN	真空比冲	4452N · s/kg
真空推力	7845.2kN	工作时间	≈150s

“能源号”火箭在总体布局上继续采用横向捆绑助推器结构形式,即在芯级周围捆绑不同数量的助推器,用以构成助推级。

助推级由 4 个相同的助推器构成,每个助推器长 32m,直径 4m,质量约为 375t。这种助推器最初是作为“天顶号”运载火箭的一子级而进行研制的,其性能已通过“天顶号”从 1985 年开始的 10 多次飞行试验成功地得到了验证。其用作“能源号”的助推器时,在结构上作了局部改进与加强,以适应捆绑助推级的需要。

每个助推器在结构上由液氧箱、箱间段、煤油箱和尾段组成。尾段内装设一台 4 燃烧室的 RD-170 发动机,由一个配置在 4 个燃烧室之间的涡轮泵同时向 4 个燃烧室输送推进剂。

“能源号”芯级是前苏联第一个采用液氧液氢火箭发动机的火箭级,长 60m,直径 8m,总质量约为 800t。推进剂约 700t,其中液氢 100t,液氧 600t。芯级上部是液氢箱和液氧箱,液氢箱长约 40m,底部装有 4 台高压补燃的单燃烧室液氧液氢发动机,具有长寿命与可重复使用的特点。每台发动机的地面推力为 1451kN,真空推力为 1961.3kN,真空比冲 4452.2 N · s/kg,燃烧室压力 20.6MPa,工作时间 380s,发动机质量 3.25t。每台发动机可以双向摆动,由精密的电动液压舵机传动系统来控制其摆动范围,可在每个控制平面上产生 294kN 控制力。

“能源号”火箭的有效载荷大致可分为轨道飞行器与其它载荷两大类,均配置在运载

能源号



图 4—5 “能源”号运载火箭

火箭的一侧。由于“能源号”并不直接将有效载荷运送入轨,因此除轨道飞行器外,其它有效载荷都装在火箭旁侧的大型通用货舱内。货舱实际上起上面级的作用,配有自己的推进系统。货舱长42m,直径6.7m,内部有效容积达1000m³,净质量(不包括推进系统)约15t。货舱有三种不同的状态,但采用相同的外形尺寸,可以满足不同轨道的运载需要。

至1994年12月,“能源号”火箭共发射了2次,各次的飞行情况如表4-4所示。

表 4-4

序号	发射日期 年、月、日	有效载荷		轨道参数				备注
		名称	质量 (t)	近地点 (km)	远地点 (km)	倾角 (°)	周期 (min)	
1	1987. 5. 15	全尺寸 质量模型	≈100					基本成功 ^①
2	1988. 11. 15	暴风雪 号轨道器	≈75	250	250	51.6		成功

① 火箭飞行正常,但长约24m、直径4m的全长质量模型在分离后由于仪器电路故障而未能入轨,溅落在太平洋水域。

4.2.2 美国的运载火箭

美国从50年代开始至今已发展与研制了十几种运载火箭系列,这里介绍有代表性的几种。

1. 德尔它系列

“德尔它系列”火箭是在“雷神”中程导弹基础上发展起来的航天运载器。它是世界上成员最多,改型最快的运载火箭系列。其发射次数居美国之首,美国近18%的卫星都是由它发射的。“德尔它”发射了世界第一颗地球同步轨道卫星。

从1959年4月开始发展研制到目前为止已出现40种“德尔它”型号,其370km近地轨道的运载能力已由最初的271.8kg增加到3624kg,增加12.3倍;地球同步转移轨道运载能力已由最初的45kg增加到1819kg,增加39.4倍。

“德尔它”自1960年5月第一次发射以来已改型22次。各种新型号如表4-5及图4-6所示。

由于型号太多,这里只能重点介绍一下“德尔它原型”、“德尔它II”等几个主要的型号。

“德尔它原型”是用经过改进的“雷神”作为“德尔它”的一子级,“艾布尔”计划的“先锋号”二子级推进系统为“德尔它”二子级所采用,“先锋号”三子级X-248固体发动机成为“德尔它”三子级。火箭于1960年5月进行首次发射。到1962年完成了12次飞行任务,取得了91.67%的成功率。火箭从卡纳维拉尔角基地发射。其各子级主要技术性能如下所示。

表 4—5 新型号出现年份

年份	新型号	年份	新型号	年份	新型号
1960	德尔它原理	1969	德尔它 L	1980	德尔它 3910PAM
1962	德尔它 A、B	1971	德尔它 M6	1982	德尔它 3920
1964	德尔它 C、D	1972	德尔它 900、 1604、1914	1983	德尔它 3920PAM
1965	德尔它 E	1974	德尔它 2914	1989	德尔它 6925、 4925、5920
1968	德尔它 J、M	1975	德尔它 3914	1990	德尔它 7925 或 7920

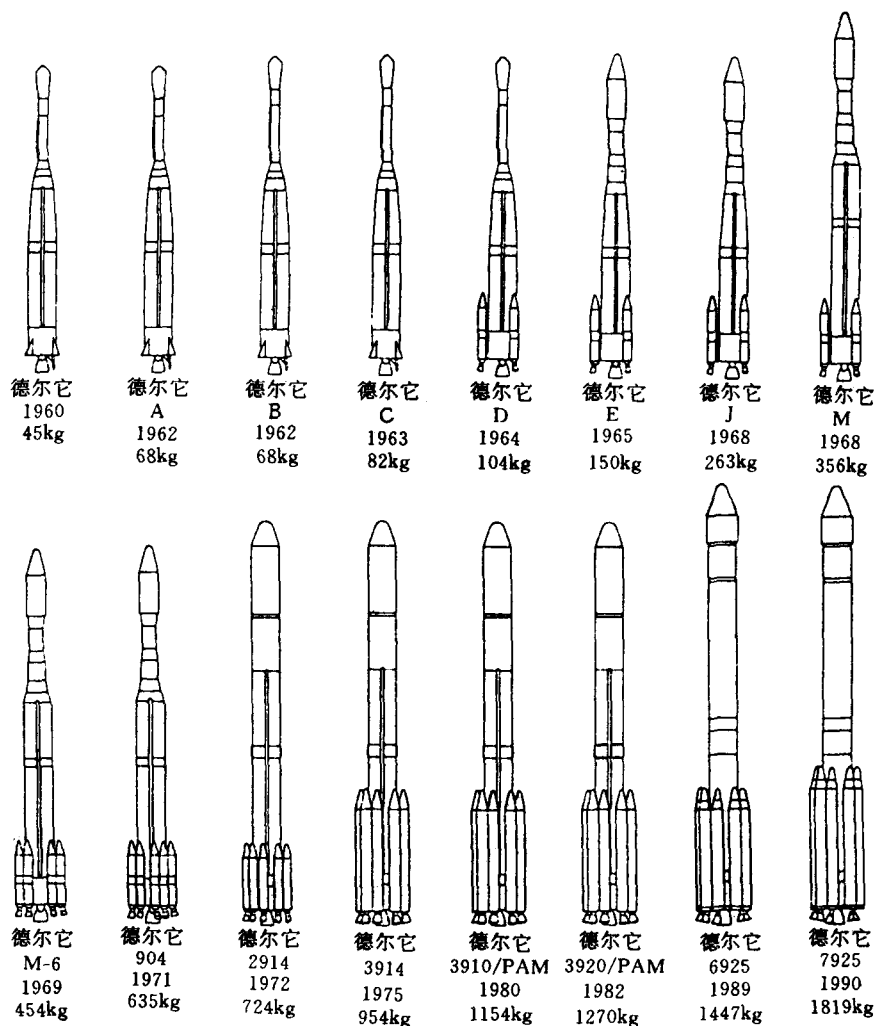


图 4—6 德尔它系列运载火箭

级数	3	起飞推力	675.78kN
全长	28.06m	推重比	1.35
最大直径	2.44m	运载能力	370km 圆轨道 271.8kg
起飞质量	50.80t	地球同步转移轨道	43.3kg

一 子 级

级长	17.05m	地面推力	主机 666.86kN
最大直径	2.44m	游机	$2 \times 4.44\text{kN}$
发动机	主机 MB-3-1	地面比冲	主机 $2452.5\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$
	游机 2 台	游机	$2039.8\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$
推进剂	液氧/煤油	工作时间	146s

二 子 级

级长	4.63m	真空推力	33.31kN
最大直径	0.81m	真空比冲	$2618.38\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$
发动机	AJ-10-118	工作时间	109s
推进剂	发烟硝酸/偏二甲肼		

三 子 级

级长	1.53m	推进剂	固体
最大直径	0.45m	真空推力	12.44kN
发动机	X-248A7	工作时间	42s

“德尔它”已将 200 多颗不同用途的卫星和试验物送入轨道。在这些卫星中有近地、极地和椭圆轨道卫星,也有地球同步、太阳同步、日心和月球轨道卫星;有通信、导航、气象卫星,也有科学、对地观察和各种特殊用途卫星。“德尔它”不仅是美国使用最多的运载器,而且已多次为英国、加拿大、日本、印度尼西亚、印度等国以及国际通信卫星组织、北大西洋公约组织、欧洲空间局等发射卫星。

“德尔它 II”运载火箭结构如图 4-7 所示。它是 1986 年“挑战者号”失事后美国重新恢复生产的一次性使用火箭,在激烈竞争下,“德尔它 II”被选中作为全球定位系统 GPS 卫星的运载工具。1989 年 2 月 14 日“德尔它 6925”首次发射,将全球定位系统卫星 NAVSTAR2-1 送入了 20350km 圆轨道。

改型后的“德尔它”分为两类。一类是一子级是用 9 枚卡斯托 IVA 助推器和 RS-27B 发动机的“德尔它 6920”(二级)和“德尔它 6925”三级火箭;另一类是一级采用 9 枚 HERCULES 环氧树脂壳体助推器和 RS-27C 发动机的“德尔它 7920”(二级)和“德尔它 7925”(三级)火箭。其性能参数如表 4-6 所示,构型如图 4-8 所示。

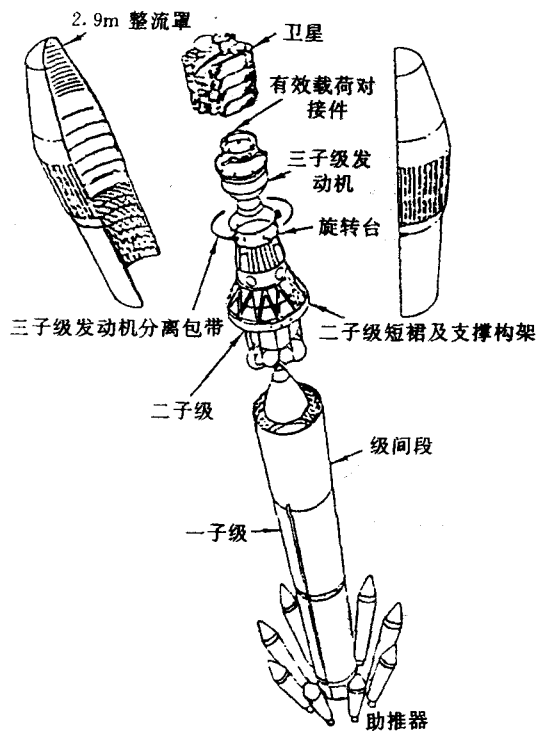
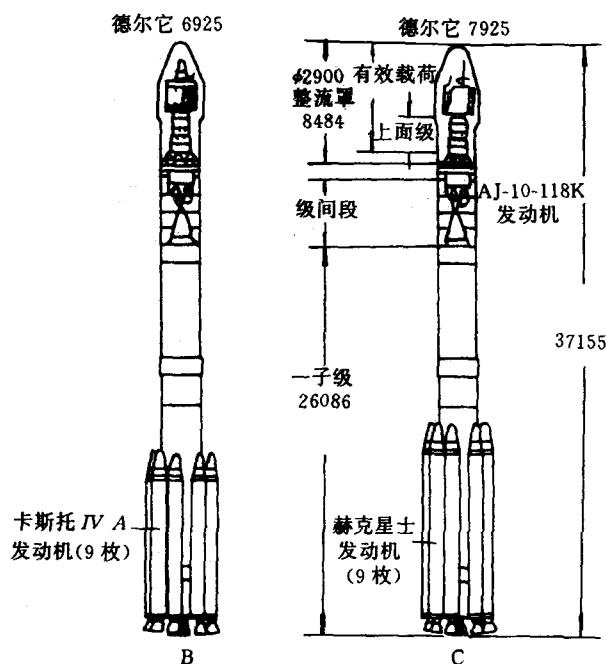


图 4-7 “德尔它 II”运载火箭

表 4-6 运载能力

轨道	三级状态“德尔它 II”	
	6925(kg)	7925(kg)
• 地球同步转移轨道 185/35747km $i=28.7^\circ$ 卡角发射	1447	1819
• 全球定位系统轨道 19943/19943 km $i=55^\circ$ 卡角发射 发射方位 50° 发射方位 112°	850 839 962	1134 1066 1275
• “闪电”轨道 366/40051km $i=63.4^\circ$ 范登堡基地发射		
轨道	二级状态“德尔它 II”	
	6920(kg)	7920(kg)
• 太阳同步轨道 824/824km $i=98.7^\circ$ 范登堡基地发射	2567	3261
• 近地轨道 185/185km $i=28.7^\circ$ 卡角发射	3983	5039
185/185km $i=90^\circ$ 范登堡基地发射	3025	3819



	“德尔它 6925”	“德尔它 7925”
级数	3	3
全长(m)	37.16	37.16
最大直径(包括助推器在内)(m)	4.57	4.59
起飞质量(t)	218.7	230.2
起飞推力(kN)	3572.08	3968.04
推重比	1.67	1.76
地球同步转移轨道运载能力(kg)	1447	1819

图 4-8 德尔它“6925”与“7925”

目前正在着手进行“德尔它”的下一步改进计划。改进的主要项目有:1)研制 3.04m 直径、9.25m 长整流罩;2)引入液氧/液氢二级;3)换用钛合金燃料箱;研制高能上面级。图 4.9 中所示为正在考虑的“德尔它 II”改进型号。

2. 大力神系列

“大力神系列”运载火箭由洲际导弹“大力神 2”发展而来。它由“大力神 2”、“大力神 3”、“大力神 34”、“大力神 4”和“商业大力神 3”组成,如图 4-10 所示。目前正在使用的有“大力神 2SLV”、“大力神 4”和“商业大力神 3”等 3 种型号。

“大力神系列”火箭自 1964 执行首次任务以来,截止 1994 年底共执行 184 次任务,成功 170 次,成功率 92.4%。“大力神系列”火箭主要特征如表 4-7 所示。

“大力神 3”是美国第一种由国防部提出研制的军用运载火箭。主要用于发射 2~11t 级的军用卫星。

“商业大力神 3”总体布局如图 4-11 所示。它是一种使用 4m 直径大型整流罩的三级

火箭，它是 1986 年挑战者号航天飞机失事后又一个重新发挥作用的商业运载火箭。由两枚固体助推器、芯级、延伸舱和整流罩组成。其基本型可将两个有效载荷送入近地轨道，配上各种上面级后可执行地球同步转移轨道、地球同步轨道、月球轨道、星际飞行等任务。火箭各种整流罩可适用于目前设想的全部商业有效载荷。

	德尔它 I 7925	德尔它 I 7930	宽体德尔它	双体德尔它（可贮的）	双体德尔它（低温）
	①	②	③	④	⑤
LEO	5033	6636	6306	7904.9	9784.8
GTO	1817	2537	2491.5	2695	3624
GPS	1133	1665	1540	1631	2287.7
	运载能力(kg)				

图 4—9 “德尔它”改进型

LEO—近地轨道；GTO—地球同步转移轨道；GPS—全球定位系统轨道

①：· 基础型；②：· 3.2m 直径整流罩 · 二子级采用液氧/液氧 RL-10 发动机；③：· 3.97m 直径整流罩 3.2m 直径整流罩 · 二子级采用液氧/液氢 RL-10 发动机；④：· 3.05m 直径整流罩 · PAM-D 三子级 · 加长型“德尔它 I”二子级 · 两枚“德尔它 I 7925”一子级 · 12 枚 GEM 固体助推器；⑤：· 3.97m 直径整流罩 · 二子级采用液氧/液氢 RL-10 发动机 · 两枚“德尔它 I 7925”一子级 · 12 枚 GEM 固体助推器

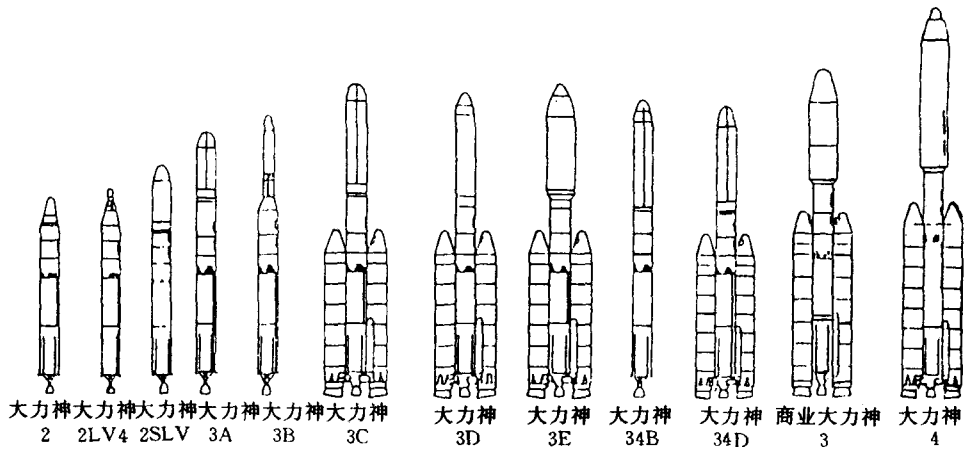


图 4—10 “大力神”系列

表 4-7 “大力神系列”火箭主要特征

运载火箭	级数	全长 (m)	最大 直径 (m)	起飞 质量 (t)	起飞 推力 (kN)	运载能力(t)				使用起 止日期
						185km 圆轨道	地球同 步轨道	同步转 移轨道	逃逸 轨道	
大力神 2LV4	2	33.22	3.05	148.31	1912.7	3.62 ^②				1964.4.8 ~1966.11
大力神 2SLV ^①	2	36~42.9	3.05	155	1912.7	3.175				1988.9.5~
大力神 2S	3	39 ^①	5.10	272.76	4595.0	4.897			1.134	164.9.1 ~1965.5
大力神 3A	3	39.2	3.05	~169	1912.7	3.30				1966.7.29 ~1984.4
大力神 3B	3	39.84~ 41.54	3.05	~166	2313.0	3.60 ^③		1.1	0.6	1965.6.8 ~1982.3
大力神 3C	3	39.8 ~50.6	9.70	~636	10675.7	13.41	1.63	4.4	3.15	1971.1.15 ~1983.6
大力神 3D	2	47.2	9.70	~634	10675.7	13.6				1974.2.11 ~1977.9
大力神 3E	3	48.8	9.70	~644	10675.7	15.4	3.35	7.0	5.4	1971.3.21 ~1987.2
大力神 34B	2		3.05	184	2353.1	3.74				1982.0.30
大力神 34D	2	49.35	9.82	688.78	12419.4	14.36				
大力神 3D/ 过渡级	3	49.35	9.82	688.8	12419.4		1.905			
大力神 34D/ 惯性上面级	3	49.35	9.82	690.9	12419.4		1.817			1989.9
商业大力 神 3 ^①	2	48.2	9.82	~693.0	12419.4	14.74				1990.1.1~
商业大力 神 3/过渡级	3	48.2	9.82	~695	12419.4		1.895	4.626		
商业大力神 3/惯性上面级	3	48.2	9.82	~698	12419.4			4.944		
商业大力 神 3/PAM-D	3	48.2	9.82	~682	12419.4			1.882		
大力神 4NUSI ^①	2		9.82	855.9	14700	17.74				
大力神 4NUSII	2		10.0	929.9	15124	21.55				
大力神 4/ 半人马座 GI ^①	3	63.14	9.82	889	14700		4.54			1989.6.14~
大力神 4/ 半人马座 GII	3		10.0	936	15124		5.67			
大力神 4/惯 性上面级 ^①	3	53.99	9.82	868	14700		2.313			1990.11.13~

①目前使用的火箭；②483km 轨道；③极地轨道；④不包括有效载荷。

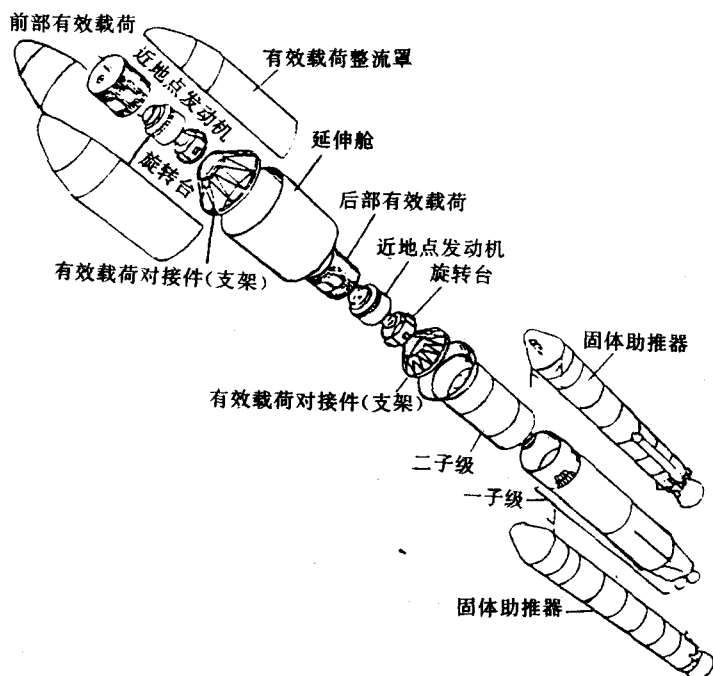


图 4-11 “商业大力神 3”总体布局

“商业大力神 3”是“大力神 34D”的改型。改型使火箭的近地轨道运载能力提高 385.6kg 并具有双星发射能力。“商业大力神 3”于 1990 年 1 月 1 日进行首次发射。截至 1994 年底共执行 3 次任务,成功率 66.7%。火箭全部从卡纳维拉尔角发射。其主要技术性能如下所示。

级数	2 或 3 级	推重比	1.83 (2 级)
最大直径 (包括助推器)	9.82m	运载能力	二级:146/259km 28.6°倾角
全长	48.2m(双星)	轨道	14.74t
起飞质量	≈693t(2 级)	三级:地球同步 转移轨道	
起飞推力	12419.44kN		1.28~4.99t

4.2.3 欧洲空间局的运载火箭

1. 阿里安系列

“阿里安系列”是欧洲空间局所属 11 国联合研制的大型液体运载火箭系列,迄今已发展了 5 种型号,“阿里安 1~5”。主要用于向地球同步轨道发射各类应用卫星。其主要性能及结构如表 4-8 及图 4-12 所示。

表 4-8 “阿里安系列”总体参数和运载能力

型号名称	级数(n)	全长(m)	最大直径 (m)	起飞质量 (t)	起飞推力 (kN)	运载能力	
						LEO* (kg)	GTO** (kg)
阿里安 1	3	47.7	3.8	210.3	2360	2500	1850
阿里安 2	3	49.5	3.8	222	2700	5000	2175
阿里安 3	3	49.5	~6	242	2700	5800	2854
阿里安 44L	3	59.8	~9	470	5400	~9400	4200
阿里安 5	2	52.76	~12	733	15900	22000	6900

* 近地轨道; ** 地球同步轨道

“阿里安 1”于 1973 年 12 月开始研制,1979 年 12 月首次试飞。地球同步转移轨道的运载能力为 1850 kg。

“阿里安 2”和“阿里安 3”芯级同属一种技术状态,“阿里安 3”是在“阿里安 2”的基础上捆绑了两枚固体助推器。“阿里安 3”的地球同步转移轨道的运载能力为 2854kg,主要用于一箭双星发射。

“阿里安 4”是在“阿里安 3”的基础上发展起来的,1982 年开始研制。它包括 6 种不同的型号,其地球同步转移轨道的运载能力可在 1900~4400kg 范围内改变。该种火箭于 1988 年 6 月首次试飞成功后转入正式商业发射,到 1994 年 12 月总共发射 42 次,30 次成功。

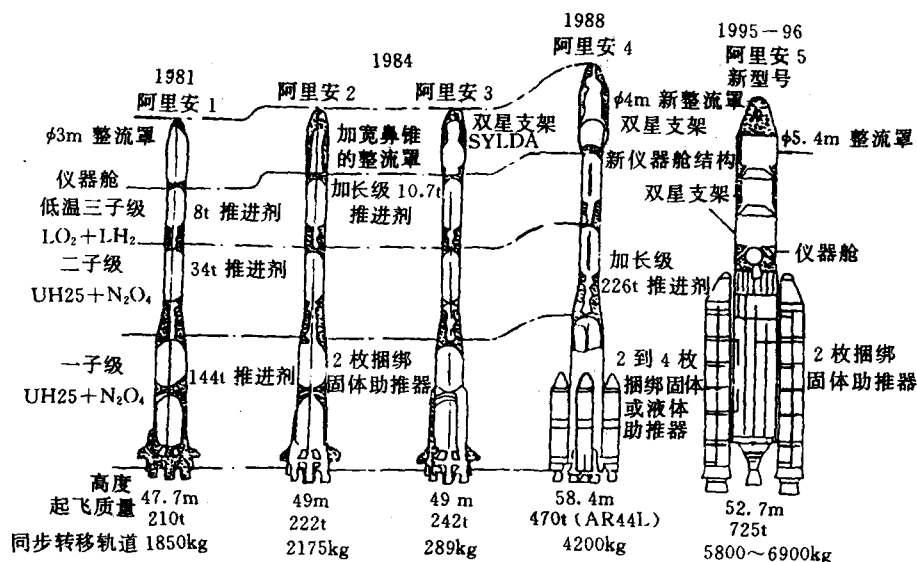


图 4-12 “阿里安”系列火箭

“阿里安 4”设计中所采取的主要措施包括:

1) 在“阿里安 4”一子级周围捆绑固体或液体助推器,其组合型有不带助推器的 40 型,捆绑两枚和 4 枚固体助推器的 42P 与 44P 型,捆绑两枚和 4 枚液体助推器的 42L 与 44L 型,和捆绑两枚固体助推器和两枚液体助推器的 44LP 型。其运载能力及结构如表 4-9 及图 4-13 所示。

2)采用多种卫星支架(单星、双星和多星的)和整流罩(短、长、特长型)的搭配型式,可满足多种商业应用卫星的需要,可发射世界各大卫星公司生产的多数卫星。

3)在法属圭亚那航天发射中心建造第二发射场 ELA-2,提高发射适用性,增加发射率。

“阿里安 4”的主要技术性能如下。

表 4—9 “阿里安 4”的 6 种型号的运载能力

	运载能力(kg)					
	44L	40	42P	44P	42L	44LP
地球同步转移轨道 (200/35800km,7°)	1900	2600	3000	3200	3700	4200
太阳同步轨道 (800/800km,98.5°)	2700	3400	4100	4500	5000	6000
近地球轨道 (550/500km,7°)	4600	6000	6500	7000	8300	9400

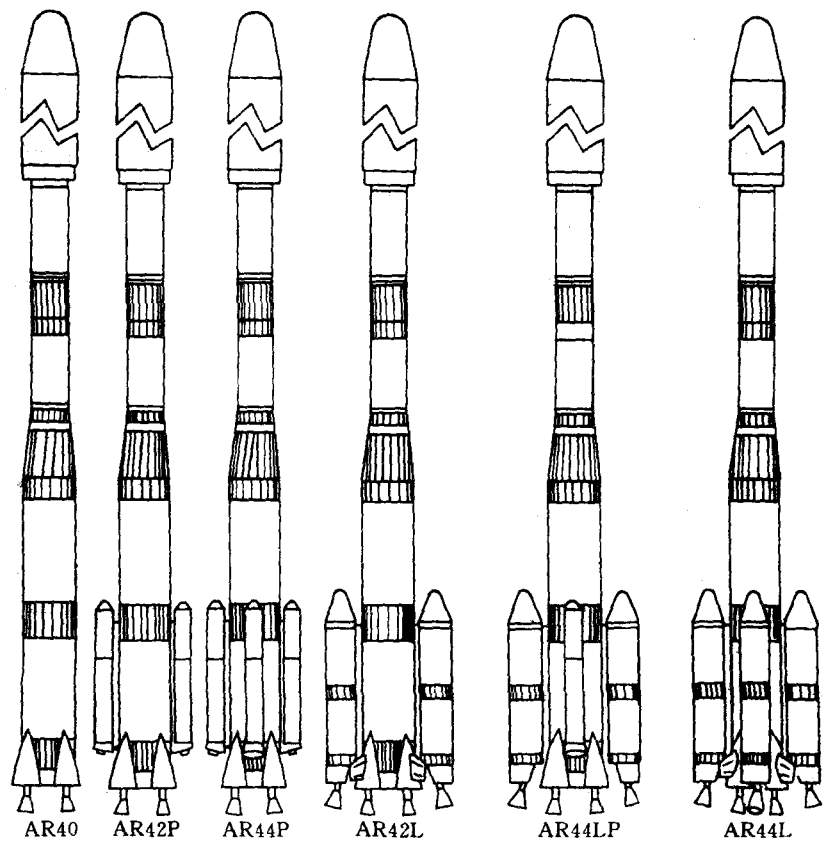


图 4—13 “阿里安 4”的 6 种一子级与助推器的组合型式

级数	3	起飞推力:	2700kN(40)
全长	57~59.8m		4000kN(42P)
	(取决有效载荷整流罩)		5300kN(44P)
最大直径	≈9m		4050kN(42L)
起飞质量:	243t(40)		5350kN(44LP)
	320t(42P)		5400kN(44L)
		推重比:	1.13(40)
	355t(44P)		1.27(42P)
	363t(42L)		1.52(44P)
	418.5t(44LP)		1.14(42L)
	470t(44L)		1.30(44LP)
			1.17(44L)

“阿里安 5”是根据商业发射市场和近地球轨道开发利用的需要从 1988 年 1 月开始研制的大型捆绑式火箭,主要用来向地球同步轨道和太阳同步轨道发射各类卫星和向近地球轨道发射哥伦布无人照料自由飞行平台及为支援国际空间站哥伦布舱与自由飞行平台的正常运行定期发射载人“使神号”航天飞机。

根据任务要求,给“阿里安 5”规定的运载能力、可靠性、成本与适用性的指标为:

1) 能够将质量 6900kg 的有效载荷送入倾角 5~12° 的地球同步转移轨道。这相当于火箭具有发射 6000 kg 的双星或发射 5500kg 的三星运载能力。

2) 能够将质量 18000 kg 的空间站舱或哥伦布自由飞行平台送入 500km×500km×28.5° 的近地圆轨道和将 12000kg 的哥伦布极地轨道平台送入高度 800km 和倾角 98.6° 的太阳同步轨道。

3) 要能够将质量 22000kg 的“使神号”航天和资源舱送入倾角 28.5° 的 90km×450km 的转移轨道。

4) “阿里安 5”在执行非载人任务时,规定全箭可靠性指标为 0.985;发射“使神号”时,基础级可靠性指标定为 0.99。为了确保航天员的安全性,给“阿里安 5”/“使神号”规定固有不安全指标为 10^{-3} 。

5) 按照每年发射 8 次,其中 4 次为向地球同步转移轨道发射计算,“阿里安 5”向地球同步转移轨道的双星发射费用比“阿里安 44L”至少低 10%,而每千克有效载荷的运载费比“阿里安 44L”减少约 45%。

6) 配备多种有效载荷支架和整流罩,供发射各种大、中、小型有效载荷选用,增强火箭的适用能力。

“阿里安 5”的主要技术性能如下。

级数	2	推重比	1.5
全长	52.76~54m	运载能力	
最大直径	12.2m		6900kg(300/36000km,5°~12°)
起飞质量	713~733t		1800 kg(500/500km,28.5°)

起飞推力	12000~15900kN	1200 kg(800/800km、98.5°)
		22000 kg(90/450km、28.5°)

“阿里安 5”由上、下两大部分组成。下面部分是基础级，由液氧、液氢芯级和两枚捆绑的固体助推器组成。芯级采用一台真空推力 1120kN，工作时间约 590s 的 HM-60 火神发动机，贮箱中加注 156t 推进剂，完成任务后由气压控制脱离轨道，以免在空间遗留残骸；固体助推器每枚装有 230t 固体推进剂，推力 5400kN，工作时间 123s。它们在芯级发动机点火后 3s 点火，使整个火箭起飞，一直工作到火箭达到约 55km 高空时工作结束，与芯级分离并回收检查。基础级对火箭的任何任务都适用。但上面部分却与任务直接相关：对于非载人任务，这部分是由上面级、仪器舱、卫星支架和整流罩组成的第二级；而对于载人任务，这部分是“使神号”空间运载器及其对接支承结构。其各部件配置如图 4-14 和图 4-15 所示。

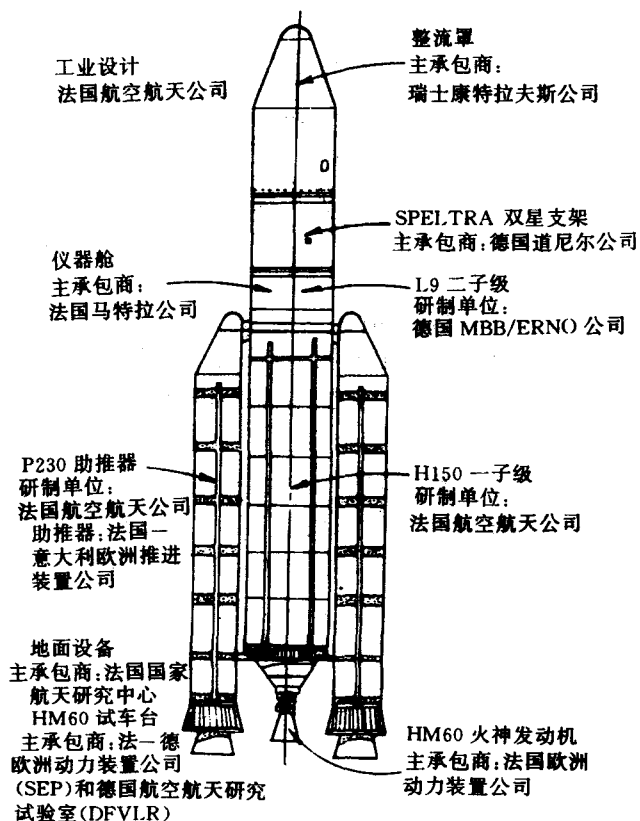


图 4-14 “阿里安 5”运载火箭

4.2.4 中国的运载火箭

我国的运载火箭也是在弹道式导弹的基础上发展起来的。目前已研制成功“长征”一、

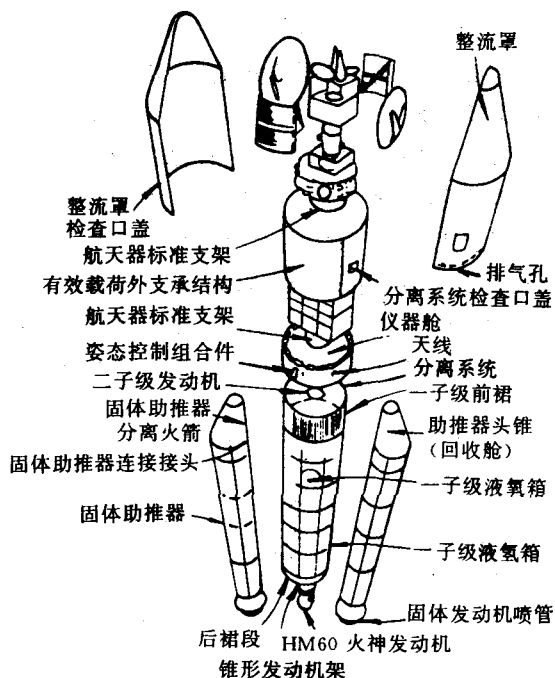


图 4-15 “阿里安 5”部件分解图

二、三、四号和“风暴一号”五种运载火箭。

首先在“CSS-2”中程导弹的基础上发展了“长征一号”三级运载火箭。它的一、二级均采用硝酸/偏二甲肼液体火箭发动机,第三级采用固体火箭发动机。

随之,在“CSS-4”洲际导弹的基础上发展了“长征二号”系列运载火箭,这是一种采用四氧化二氮/偏二甲肼可贮存推进剂的二级运载火箭。

“长征三号”是一种新型的运载火箭系列,它的一、二级是在“长征二号 C”的基础上发展起来的,第三级是采用了具有二次起动能力的液氢/液氧液体火箭发动机。

“长征四号”也是一种三级火箭,是在“风暴一号”运载火箭的基础上研制而成的。

到目前为止,在以“长征二号 C”、“长征三号”、“长征三号 A”为芯级的基础捆绑若干组合的助推级已形成 10 余种运载火箭型号,我们在下面将重点介绍一些型号。

• 长征二号系列

“长征二号(CZ-2)系列”运载火箭是中国研制的近地轨道运载器,研制起始时间是 1970 年。

目前,“长征二号系列”由“长征二号”(CZ-2)(1974 年首次发射)、“长征二号 C”(CZ-2C)(1982 年首次发射)、“长征二号 E”(CZ-2E)(1990 年首次发射)、“长征二号 D”(CZ-2D)(1992 年首次发射)等 4 种型号组成。其中“长征二号”已于 1979 年停止生产,正在使用的“长征二号系列”运载火箭有“长征二号 C”、“长征二号 E”和“长征二号 D”3 种(见表 4-10)。

表 4—10 “长征二号系列”总体参数

型号名称	级数	全长 (m)	最大直径 (m)	起飞质量 (t)	起飞推力 (kN)	运载能力 (近地轨道) (kg)
长征二号	2	31.170	3.35	190	2786	1800
长征二号 C	2	35.151	3.35	192	2786	2400
长征二号 E	2 (带助推)	49.686	11.45	462	5923	9200
长征二号 D	2	33.667	3.35	237	2961	3100

表 4—11 “长征三号系列”总体参数表

型号名称	级数	全长 (m)	直径 * (m)	起飞 质量 (t)	起飞 推力 (kN)	运载 能力 * * (kg)
长征三号	3	44.86	3.35	204.88	2961.6	1600
长征三号 A	3	52.52	3.35	241.00	2961.6	2600
长征三号 B	3 (带助推)	54.84	3.35	426.00	5923.2	5000
长征三号 C	3 (带助推)	54.84	3.35	345.00	4442.4	3700

注：* 不含整流罩；* * 地球同步转移轨道的运载能力

“长征二号”运载火箭是中国航天运载器的基础型号。在“长征二号”的技术基础上，发展了“长征二号系列”运载器、“长征三号系列”运载器和“长征四号系列”运载器。

1975 年 11 月 26 日第 2 枚“长征二号”发射成功，将中国第 1 颗返回式卫星准确地送入预定轨道。

“长征二号 E”(CZ-2E)是以加长型的“长征二号 C”为芯级，捆绑四个液体助推器组成的低轨道两级液体推进剂运载火箭，图 4—16 给出了该运载火箭的全貌。

“长征二号 E”运载火箭可以把 9.2t 的有效载荷送入倾角为 28.5°、高度为 200m 的近地圆轨道，如配以合适的上面级，可把约 3 t 的有效载荷送入地球同步转移轨道。“长征二号 E”可以承担发射国内、外大型通信卫星任务。必要时，经适当适应性修改后还可以用来发射小型载人飞船。

• 长征三号系列

“长征三号系列”运载火箭由“长征三号”、“长征三号 A”、“长征三号 B”和“长征三号 C”四种火箭组成，见表 4—11，图 4—17 给出了该系列火箭汇总图。它们是在“长征二号”火箭基础上发展起来的三级火箭。它们区别于“长征二号系列”的特点是：

- 1) 都是三级火箭；
- 2) 三子级使用液氧和液氢作为推进剂；
- 3) 三子级的发动机可以多次起动；
- 4) 可以直接将有效载荷送入地球同步转移轨道。

• 长征三号 A

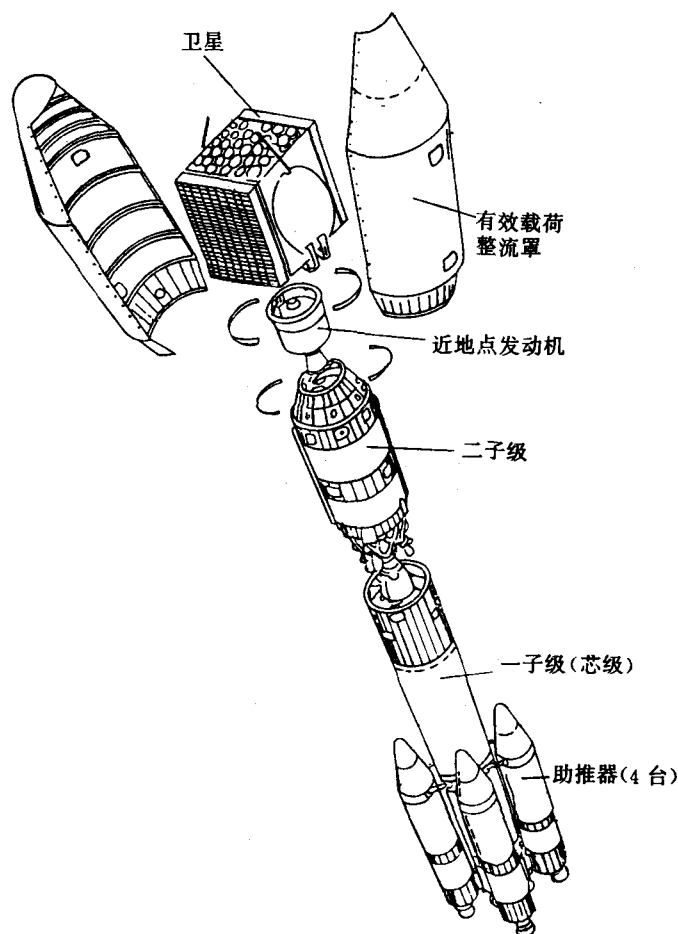


图 4-16 “长征二号 E”运载火箭全貌

“长征三号 A”(CZ-3A)运载火箭是在“长征三号”火箭成功之后重新研制的一种三级大型运载火箭。它是长征三号系列火箭的基本型号。CZ-3A 火箭 1994 年首次飞行试验成功。图 4-18 为该火箭外形及总体布局图。

“长征三号 A”运载火箭主要运载地球同步转移轨道的有效载荷,也可以运载低轨道、极地轨道或逃逸轨道的有效载荷。

CZ-3A 的一、二子级基本上与 CZ-3 的一、二级相同,只是结构尺寸有某些改变,如尾翼加大,贮箱增长等。三子级则是新研制的,采用了许多先进的技术,如数字化、小型化的控制系统、四框架挠性平台、大推力氢氧发动机、冷氦增压系统、推进剂利用系统和用氢气发动机作动力的伺服机构等。

• 长征三号 B

“长征三号 B”(CZ-3B)运载火箭是在 CZ-3A 和 CZ-2E 火箭的基础上研制的大型三级液体捆绑火箭,芯级基本上就是 CZ-3A,而助推器及其捆绑结构则与 CZ-2E 的相同。图 4-19 为该火箭外形及总体布局图。

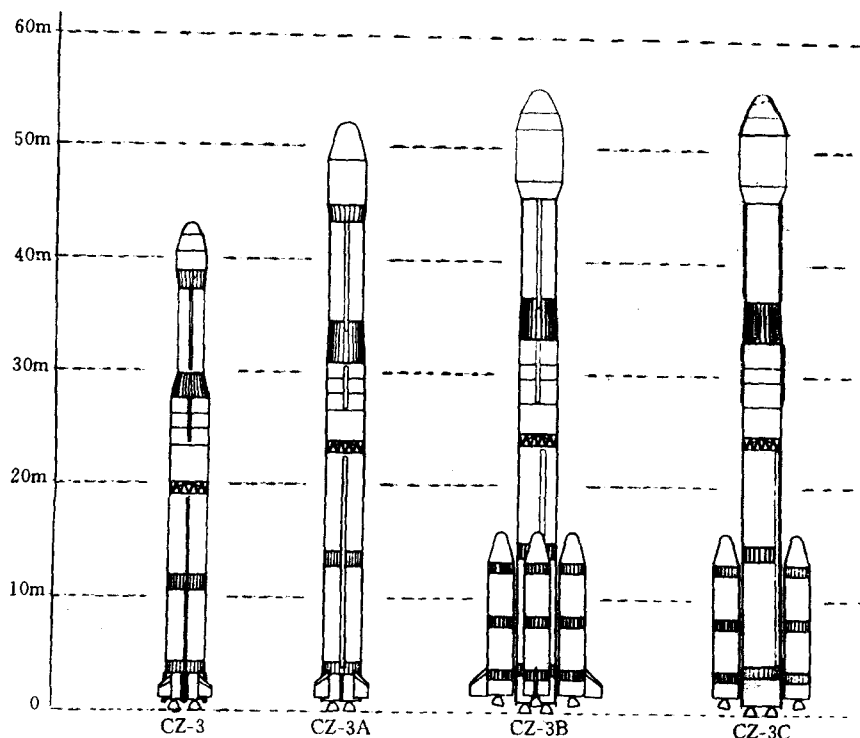


图 4-17 “长征三号系列”运载火箭汇总图

• 长征三号 C

“长征三号 C”(CZ-3C)与“长征三号 B”相比只有两处不同，一是取消了助推器的尾翼；二是减少了两个助推器。其一、二、三子级的性能与结构与 CZ-3B 的一、二、三子级完全相同。

CZ-3C 于 1997 年年初开始飞行试验并投入使用，其主要任务是发射地球同步转移轨道的有效载荷，可以进行一箭多星发射或发射其它轨道的卫星。

CZ-3C 的地球同步转移轨道的运载能力为 3.7t。

• 长征四号系列

“长征四号系列”运载火箭由“风暴一号”(FB-1)、“长征四号”(CZ-4)、“长征四号 A”(CZ-4A)、“长征四号 B”(CZ-4B)等火箭组成。FB-1 是一种两级火箭，1969 年 8 月开始研制，主要用来发射低轨道科学试验卫星，曾研制过三种状态的火箭，1982 年停止使用。在 FB-1 基础上，于 1979 年开始研制三级常规运载火箭，代号为 CZ-4，作为发射地球同步轨道卫星的运载火箭的另一方案，1982 年停止研制。在此基础上转入研制 CZ-4A 火箭，用于发射太阳同步轨道卫星，并于 1988 年 9 月 7 日成功地将中国第一颗试验气象卫星——“风云一号”送入预定轨道。1990 年 9 月 3 日进行了第二次发射试验，将三颗卫星同时射入预定轨道。1989 年 2 月在 CZ-4A 基础上，又开始研制 CZ-4B 火箭，可运送尺寸和质量更大的对地观察应用卫星。

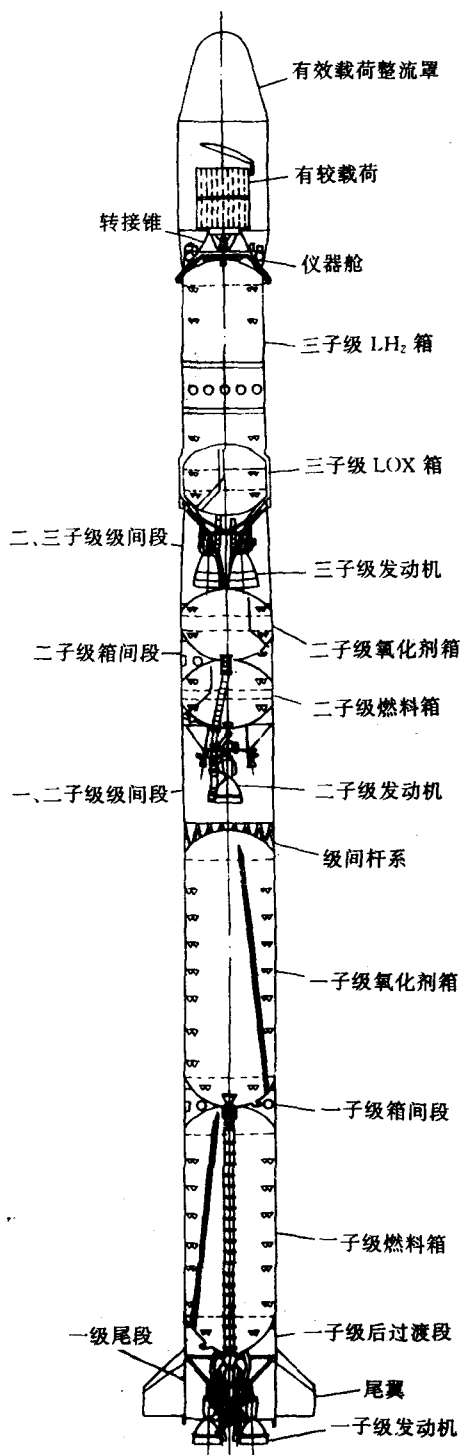


图 4-18 “长征三号 A”火箭外形及总体布局图

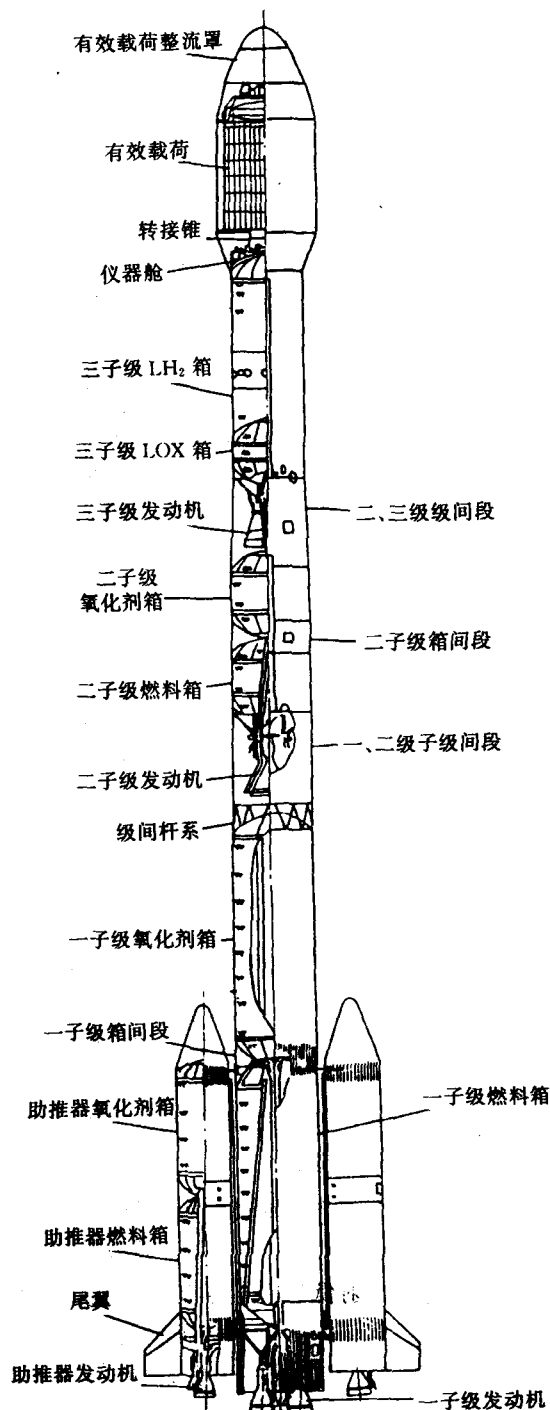


图 4-19 “长征三号 B”火箭外形及总体布局

“长征四号系列”火箭的总体参数和运载能力见表 4-12。

表 4—12 “长征四号系列”总体参数和运载能力

型号名称	级数	全长 (m)	最大直径 (m)	起飞质量 (t)	起飞推力 (kN)	运载能力 (kg)
FB-1	2	32.57	3.35	192.679	2746	1500(近地轨道)
CZ-4	3	41.901	3.35	248.926	2942	1250(地球同步轨道)
CZ-4A	3	41.901	3.35	241.092	2942	1500(太阳同步轨道)
CZ-4B	3	45.576	3.35	248.470	2971	2200(太阳同步轨道)

第五章 运载火箭飞行原理

为了把航天器(有效载荷)从地面送到预定的空间轨道,运载火箭必须克服地心引力及穿越地面稠密大气层时的大气阻力,而这离不开火箭发动机的强大推动作用。运载火箭工作段又称航天器轨道飞行主动段。在这个阶段的飞行过程中,运载火箭要受到哪些因素的影响和作用,它采用什么样的飞行方式,又怎样使航天器在预定高度获得轨道运动需要的速度,这就是本章所要研究的问题。

5.1 作用在火箭上的空气动力

5.1.1 升力和阻力

一、空气动力

当火箭以一定的速度在大气中运动时,在火箭各部分都会受到空气动力的作用,这些空气动力的总和,就是火箭的总空气动力,通常用 R 表示。我们可以将空气动力 R 向任意方向进行分解。空气动力 R 在火箭的对称平面内并垂直于速度向量 v 的分量就是升力 Y ,而 R 在顺气流速度向量 v 方向的分量就是阻力 X ,如图5-1所示。

空气动力的产生原因,大致可以分为压力差和粘性摩擦两大类。下面就根据压差和摩擦两方面的原因简单地讨论升力和阻力产生的物理原因。

二、升力

为了进一步说明升力的产生,通常用低速飞机飞行常用翼型进行讨论。如图5-2所示,当空气流经翼面时,流线形成了一根根变截面的流管,翼面上表面流管截面变小,这些地方气流的流动速度变大,气流压力减小,翼面下表面流线形成的流管截面变化很小,气流的流速和压力变化都很小。因此,机翼的上下表面气流压力的合力向上,即产生升力。

另外,当考虑的是对称翼型,并将其平放在气流中时,这时则上下翼面的压强分布是完全对称的,这样上下翼面上就没有压力差存在,也就没有升力。如果使翼型与流场气流

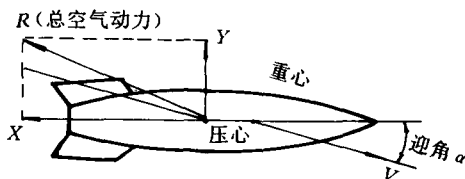


图5-1 空气动力的分解



图5-2 升力示意图

方向有一定夹角(即有一定迎角 α),这时气流就会出现和非对称翼型类似的流动现象,使得上下表面的压强分布不对称,从而也会产生升力。

三、阻力

火箭的阻力按其产生的原因不同,可以分为摩擦阻力、压差阻力等。

1. 摩擦阻力

摩擦阻力的产生是与空气的粘性分不开的。因为有粘性的空气流过火箭,紧贴火箭表面的一层速度降到零。从火箭表面向外,气流速度才一层比一层快起来。气流速度之所以越贴近火箭表面越慢,归根结蒂是由于空气流动受到火箭表面摩擦作用的结果。根据作用和反作用定律,被减慢的空气必然给火箭表面一个与飞行方向相反的反作用力,这就是摩擦阻力。摩擦阻力不论在低速飞行和超音速飞行时都是存在的。

2. 压差阻力

从空气动力学可以知道,空气流过机翼的过程中,在机翼前缘部分受机翼阻挡,流速减慢,压强增高;在机翼后缘,由于气流分离形成涡流区(见图 5-3),压强减小。这样,机翼前后便产生压力差,形成阻力。这种由于前后压力差形成的阻力叫做压差阻力。运载火箭中的箭身,及尾翼部分也会产生压差阻力。



图 5-3 翼型表面的气流分离

当运载火箭进入超音速飞行时,还会产生波阻。这主要是空气绕流过物体时产生离体头部激波和附体尾部斜激波等流动现象,从而改变了沿飞行物体表面的整个流动情况。这种阻力称激波阻力(简称波阻)。

5.1.2 升力系数 c_y 和阻力系数 c_x

在空气动力学中,要说明一枚火箭的升力特性,通常不直接用升力的大小,而是用在单位面积和单位动压条件下能产生多少升力,即升力系数 c_y 来衡量(动压定义为 $\frac{1}{2}\rho v^2$,其中 ρ 为火箭所在地大气密度, v 为火箭速度)。升力系数 c_y 实际上就是把升力 Y 用 $\frac{1}{2}\rho v^2 S$ 去除,即

$$c_y = Y / \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (5-1)$$

式中 S 为任意选取的参数面积。

如果要衡量两枚火箭的升力性能的好坏,只要比较在同一条件下的升力系数 c_y 的大小就可以了。另外还应加以说明的是,在其它条件相同时,几何外形相似的火箭,其升力系数是一样的。

和升力系数相类似,阻力系数 c_x 和阻力 X 之间的关系可以表示为

$$c_x = X / \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (5-2)$$

同样,为了衡量火箭的阻力特性的好坏,也不是直接看其阻力大小,而是看阻力系数的大小。

阻力系数 c_x 和升力系数 c_y 随马赫数 Ma (马赫数定义为速度与当地音速之比) 及迎角 α 变化的典型曲线, 分别如图 5-4 和图 5-5 所示。

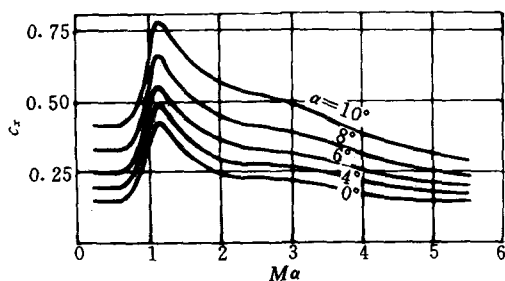


图 5-4 阻力系数 c_x 与 Ma 数和迎角 α 的关系

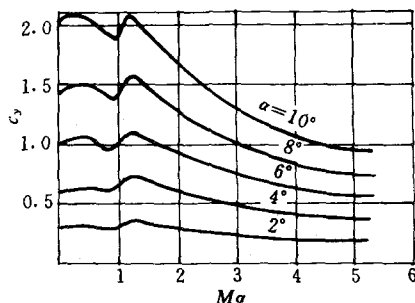


图 5-5 升力系数 c_y 与 Ma 数和迎角 α 的关系

5.2 变质量物体的动量方程及火箭的理想速度

5.2.1 变质量物体的运动方程

设有一变质量物体 m 以速度 v 在运动。在物体运动的过程中, 不断有以与 v 完全相反的相对速度 u_e 的微量质量块 Δm 与物体 m 相结合在一起运动。由图 5-6 知道, 两个质量没有结合之前所具有的动量为

$$mv + \Delta m(v - u_e) \quad (5-3)$$

两个物体结合之后的动量则为

$$(m + \Delta m)(v + \Delta v) \quad (5-4)$$

若在 Δt 时间内, 质量 Δm 以相对速度 u_e 附加到质量 m 上去, 并在此时间内作用有外力 Q 。根据牛顿定理得知在 Δt 时间内动量的变化量等于作用外力的冲量, 故

$$(m + \Delta m) \cdot (v + \Delta v) - mv - \Delta m(v - u_e) = \Delta t Q \quad (5-5)$$

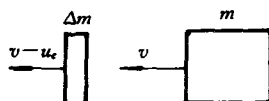


图 5-6 变质量物体动量方程的推演

上式可以改写为

$$m\Delta v + \Delta mu_e + \Delta m\Delta v = \Delta t Q \quad (5-6)$$

若忽略二阶小量 $\Delta m\Delta v$, 上式可写成

$$m \frac{\Delta v}{\Delta t} + \frac{\Delta m}{\Delta t} u_e = Q \quad (5-7)$$

或

$$m \frac{dv}{dt} = -u_e \frac{dm}{dt} + Q \quad (5-8)$$

这就是变质量物体的运动方程。

我们可以看出, $- \frac{dm}{dt} u_e$ 是由于质量变化所产生的力, 这个力便称为反作用力。如果 $\frac{dm}{dt} > 0$, 即系统的质量增加, 这个力便是制动力, 它会使物体的速度降低。如果 $\frac{dm}{dt} < 0$,

即系统的质量减少,那么, $-\frac{dm}{dt}u_e$ 就是推力。对采用火箭发动机的火箭来说,在发动机工作时, $\frac{dm}{dt} < 0$, 故火箭的飞行速度不断增加。

5.2.2 单级火箭的理想速度

所谓理想速度是指在不考虑重力作用和空气动力作用时所能产生的速度。在此情况下,式(5.8)中的外力 Q 就为零。故上式可以改写成

$$m \frac{dv}{dt} = -u_e \frac{dm}{dt}$$

或
$$dv = -u_e \frac{dm}{m}$$

对上式进行积分求得

$$v - v_0 = -u_e(\ln m - \ln m_0)$$

若发动机点火时火箭的速度为零,即 $v_0 = 0$, 则

$$v = -u_e \ln \frac{m}{m_0} \quad (5-9)$$

上式中, u_e 为火箭发动机的喷射速度, $\frac{m}{m_0}$ 通常用 μ ($\mu \leq 1$) 表示。 μ 越小,火箭的速度越大。当所有的燃料都用完时,质量 m 就等于火箭的空载质量 m_f 。故火箭的末速度(即最大速度) v_{fid} 是

$$v_{fid} = -u_e \ln \mu_f \quad (5-10)$$

单级火箭的 μ_f 值大致在 0.1~0.3 的范围内。若取 $\mu_f = 0.1$ 、 $u_e = 2800\text{m/s}$, 那么, v_{fid} 只可能达到 6425m/s。故还不到第一宇宙速度 7900m/s。此外,实际火箭的速度还应计及气动阻力和重力的影响,这时 v_{fid} 值还要减小,所以为了提高火箭的速度使其达到第一宇宙速度、第二宇宙速度(11200m/s),在目前的技术条件下,只有采用多级火箭才有可能。当然,近几年以来,人们已在研究单级入轨的航天运输系统。可以预计,在 21 世纪一定会有单级入轨的运输系统投入运行。

所谓多级火箭,就是由几个火箭联接而成的组合火箭。图 5-7 是一个三级串联结构的例子。第一级发动机的功率最大,能使整个三级串联结构上升,并达到一定的速度。一级发动机的燃料消耗完后,一级发动机就和燃料贮箱一起抛掉。而后点燃二级发动机,使火箭继续加速飞行。当二级发动机工作结束时,同样将其发动机和燃料贮箱一起抛掉。第三级发动机工作后,使第三级继续加速飞行,使其速度达到所需的数值。

若用 μ_1 、 μ_2 和 μ_3 分别表示一、二、三级火箭的非燃料的质量与各相应级的起始质量之比(但是应该说明的是:二、三级的燃料质量在一级中应该看成是非燃料质量;同样在二级火箭中,三级的燃料质量,也应该看成是二级的非燃料质量)。根据单级火箭的理想速度方程,不难写出各级火箭的理想速度。

第一级火箭燃料烧尽时,火箭的速度为

$$v_1 = -u_{e1} \ln \mu_1$$

第二级火箭燃烧燃尽时,在这一段时间内所产生的附加速度 v_2 为

$$v_2 = -u_{e2} \ln \mu_2$$

同理可以求得第三级火箭发动机工作过程中所产生的附加速度 v_3

$$v_3 = -u_{e3} \ln \mu_3$$

在上面的三个表达式中, u_{e1} 、 u_{e2} 、 u_{e3} 分别表示一、二、三级火箭发动机的喷射速度。

这样就不难求出三级火箭发动机工作结束时的理想速度为

$$\begin{aligned} v_{fid} &= v_1 + v_2 + v_3 \\ &= -v_{e1} \ln \mu_1 - u_{e2} \ln \mu_2 - u_{e3} \ln \mu_3 \end{aligned} \quad (5-11)$$

由此可见, 可以通过采用多级的形式获得较大的终点速度。如若取 $\mu_{e1} = \mu_{e2} = \mu_{e3} = 2200 \text{ m/s}$ (这对现代发动机是很平常的) 和 $\mu_1 = \mu_2 = \mu_3 = 0.2$, 由式(5-11)可求得

$$\begin{aligned} v_{fid} &= -2200 \ln(0.2)^3 \\ &= 10600 \text{ m/s} \end{aligned}$$

如果再从这个速度中除去由于空气阻力和地心引力而带来的损失, 实际最终速度也就只能等于第一宇宙速度, 即人造地球卫星速度的数值。所以就目前而言, 要发射人造地球卫星等航天器, 一般均要使用多级运载工具。

5.2.3 作用在火箭上的力

火箭在空间飞行时, 不断地改变着它的运动速度和姿态, 这是由于有外力作用的结果。作用于火箭上的力有重力 G 、空气动力 R 和火箭推力 P 等。

1. 推力

火箭的推力由两部分组成, 一部分是由火箭发动机喷出的燃气流动量变化产生的, 称为火箭推力的动分量; 一部分是由发动机出口压力 p_e 与当地大气压力 p_a 不相等产生的, 称为火箭推力的静分量。由此, 可以导出火箭推力的表达式:

$$P = mu_e + A_e(p_e - p_a) \quad (5-12)$$

式中 A_e —— 火箭发动机喷口处的横截面积。

从推力表达式可以看出: 火箭的推力大小与火箭的飞行速度无关, 与火箭发动机喷出的燃气流速度成正比, 而且随火箭飞行高度增加而增大。

通常是由火箭发动机的推力或空气动力中引出控制力来实现火箭飞行姿态的控制和使火箭精确入轨。对于现代大型火箭, 多数采用摇摆火箭发动机或在发动机喷管中安装燃气舵的办法来产生控制力。前者使火箭发动机的推力损失较小, 应用较为广泛; 后者使火箭的推力损失较大, 现代运载火箭已经不采用这种办法, 但由于使用燃气舵, 结构简单, 可靠性高, 在某些战术火箭中还得到应用。

2. 重力

地球上的一切物体都受到地球的吸引作用, 这种主要由于地球的吸引作用使物体受

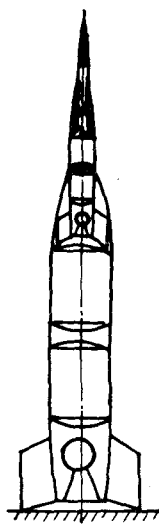


图 5-7 三级串联示意图

到的力称为重力。严格地讲,重力由两部分组成,一部分是地心引力 G_0 ,它作用在火箭的质心上,与地球的引力加速度方向一致,指向地心;另一部分是由地球自转产生的离心力 G_a 。因此,重力可表述如下:

$$G = G_0 + G_a = M(g + \alpha) \quad (5-13)$$

式中 g ——火箭所受地球引力产生的加速度;

α ——火箭随地球自转产生的离心加速度。

由于地球的自转角速度很小,离心力 G_a 相对地球的地心引力 G_0 是个小量,在近似分析计算时,可以忽略离心力 G_a 。

3. 空气动力

作用在火箭上的空气动力 R 通常用升力 Y 和阻力 X 表示,在火箭有偏航运动时,还产生侧向力 Z 。因为空气动力的作用点(通常称为“压心”)与火箭的质心不重合,所以,空气动力 R 还产生相应的空气动力矩。空气动力矩沿箭体坐标系的三根轴可以分解为偏航力矩 M_Y 、俯仰力矩 M_Z 和滚动力矩 M_X 。

5.3 火箭运动方程

火箭在空间运动时,可以认为是一个刚体在空间的运动。这样火箭在空间的运动可认为是由其重心的移动和绕其重心的转动两部分组成。这些运动都应服从一般刚体运动的力学定律。

5.3.1 火箭重心运动方程

我们从牛顿第二定理建立火箭重心运动方程。为了使问题简化,假设火箭的重心始终在某一固定的铅垂面内运动,即始终在固连地面坐标系内的 $x_g A y_g$ 平面内。这样火箭重心运动速度向量 v 和作用在火箭上的力也应该在此平面内。一般情况下作用在火箭上的力有重力 G 、推力 P 、升力 Y 和阻力 X ,这些力在平面内的作用方向如图 5-8 所示。把这些力分别向弹道坐标系的 Ox 轴和 Oy 轴分解,其结果为

$$\begin{aligned} F_x &= P \cos \alpha - X - G \sin \theta \\ F_y &= P \sin \alpha + Y - G \cos \theta \end{aligned} \quad (5-14)$$

式中 F_x, F_y ——分别为作用力在 Ox, Oy 轴上的分量。

火箭重心在铅垂平面内的一般运动形式是曲线运动。这时,火箭重心运动的加速度可以在弹道坐标系 Oxy 中分解为两项:一项为重心运动加速度在 Ox 轴上的分量 a_x ;另一项为加速度在 Oy 轴上的分量 a_y 。根据弹道坐标系的规定,我们不难理解, a_x 就是代表着火箭重心运动的切向加速度,即速度大小的变化率 $\dot{v}$ (即 $\frac{\Delta v}{\Delta t}$ 或 $\frac{dv}{dt}$), 而 a_y 则为火箭重心运动的法向(向心)加速度,它代表火箭重心的切向速度 v 和速度向量的转动角速度 $\dot{\theta} = \frac{\Delta \theta}{\Delta t}$ 或 $\frac{d\theta}{dt}$ 的乘积,即

$$\begin{aligned} a_x &= \dot{v} \\ a_y &= v \dot{\theta} \end{aligned} \quad (5-15)$$

分别利用 $F = ma$ 表达式, 就可以写成如下的形式

$$\begin{aligned} \text{或} \quad ma_x &= P \cos \alpha - X - G \sin \theta \\ ma_y &= P \sin \alpha + Y - G \cos \theta \\ mv &= P \cos \alpha - X - G \sin \theta \\ mv\dot{\theta} &= P \sin \alpha + Y - G \cos \theta \quad (5-16) \end{aligned}$$

这两个方程分别描述了作用在火箭上的力沿弹道坐标 Ox 、 Oy 轴的分量与火箭重心运动的速度大小的变化率和弹道倾角的变化率之间的关系。

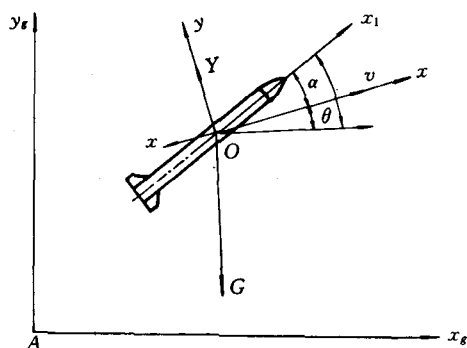


图 5-8 火箭在铅垂平面内的重心运动

5.3.2 绕重心转动的方程

火箭作为刚体在平面内运动时, 除掉重心运动速度向量发生变化之外, 火箭还要绕重心转动。根据力学中动量矩定理知道: 刚体绕某轴的角加速度 $\dot{\omega} = \frac{\Delta\omega}{\Delta t}$ (或 $\frac{d\omega}{dt}$) 和作用在此轴上的合力矩 M 成正比, 和物体绕此轴的转动惯量 J 成反比。角加速度 $\dot{\omega}$ 的方向和合力矩 M 的方向一致。因为力矩 M 是一个向量, 所以物体的转动角加速度 $\dot{\omega}$ 也是一个向量, 即

$$\dot{\omega} = \frac{M}{J}$$

$$\text{或} \quad J\dot{\omega} = M \quad (5-17)$$

式中 J ——物体的转动惯量 ($\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$);

M ——作用在物体上的力矩, 向量 ($\text{N} \cdot \text{m}$);

ω ——物体的转动角加速度, 向量 (s^{-2})。

因为在这里所讨论的是火箭铅垂平面内的运动, 所以火箭只有绕弹体坐标系中 Oz_1 轴的转动, 故火箭转动运动用动量矩方程可以表示为

$$J_z \dot{\omega}_x = M_x \quad (5-18)$$

式中 J_z ——火箭绕弹体坐标系中 Oz_1 轴的转动惯量;

ω_x ——火箭绕 Oz_1 轴的转动角加速度;

M_x ——作用在火箭上的俯仰力矩。

5.3.3 其它方程

为了确定火箭重心相对地面的运动规律, 还求得重心沿地面坐标系中的 Ax_g 和 Ay_g 轴的变化规律。从图 5-8 不难看出, 火箭重心运动速度 v 在 Ax_g 和 Ay_g 轴上的分量 v_x 和 v_y 分别为

$$v_x = v \cos \theta$$

$$v_y = v \sin \theta$$

$$\text{而} \quad v_x = \frac{dx}{dt}$$

$$v_y = \frac{dy}{dt}$$

故

$$\frac{dx}{dt} = v \cos \theta$$

$$\frac{dy}{dt} = v \sin \theta$$

这组方程是描述了火箭重心沿 Ax_g 和 Ay_g 轴的变化率与重心运动速度大小和弹道倾角 θ 之间的关系。这组方程是描述弹道坐标和地面坐标之间运动学转换关系的。故称为运动学方程。

从图 5—8 还可以看出,俯仰角 ν 、迎角 α 和弹道倾角 θ 之间应满足如下的几何关系方程。

$$\nu = \theta + \alpha$$

这就是说俯仰角 ν 等于弹道倾角 θ 与迎角 α 之和。

当火箭是有动力飞行时,随着燃料的不断消耗,质量 m 也会不断地减少,故火箭的质量 m 就应该看成是变量,其变化规律可以写成

$$m = m_0 - \int_0^t m dt$$

式中 m ——某瞬时火箭的质量;

m_0 ——火箭的初始质量;

m ——火箭单位时间内所消耗的质量;

t ——时间。

这个方程称为变质量方程,也称为质量方程。

因为火箭是一个可控制的刚体,所以还得引入描述对火箭所实施的控制方程。此处不再列出。将在以后的课程中指出。

5.3.4 火箭运动的稳定性

运载火箭在飞行过程中,除了受到前面提到的重力、推力、空气动力之外,还会受到各种偶然因素的干扰作用。这些干扰有瞬时性的(如阵风、发动机推力脉动、级间分离时的扰动),也有经常性的(如发动机推力偏心,箭体制造与装配的误差、制导系统的误差)。在干扰力作用下,火箭会产生偏离原来轨道和姿态的扰动运动。

如果在外界干扰力的作用消失之后,火箭可以从扰动运动恢复到正常的非扰动运动,那么就说这种非扰动运动是稳定的,火箭具有稳定性;否则,就说这种非扰动运动是不稳定的,而火箭本身也不具有稳定性。

稳定性又分静稳定性和动稳定性,在此只讨论静稳定性。静稳定性表示干扰作用消失的瞬间火箭具有恢复到原来运动状态的趋势。这涉及两个方面的含义:一是指火箭在不制导情况下的稳定性,即当火箭受到干扰时,依靠火箭本身的空气动力矩,使火箭具有恢复到原来状态的趋势。如干扰作用使火箭偏离原来的迎角(见图 5—1),成为 $\alpha + \Delta\alpha$,此时的空气动力矩使 $\Delta\alpha$ 减小,以恢复到原来状态,则这种情况为静稳定的火箭;反之,若空气动力矩使 $\Delta\alpha$ 更加增大,火箭更偏离原来的状态,这种情况就为静不稳定的火箭。显然,火箭

重心与压心的相对位置对静稳定与否,有决定意义。重心在前,压心在后,如图 5-1 所示,便为静稳定火箭;反过来,压心在前,重心在后,就是静不稳定火箭。

静稳定性的另一个含义是:火箭在制导系统参与工作情况下的稳定性。静不稳定的火箭在控制力矩作用下,也可以做到运动的稳定性。无尾翼的火箭,从空气动力方面来说,是静不稳定的,但加入控制力矩后,火箭将作稳定的运动。

5.4 运载火箭动力飞行段的运动特性

最初的运载火箭是从弹道式洲际火箭演变而来的。因此其动力飞行段(又称主动段)的运动特性基本上与弹道式火箭相似。因此为了说明运载火箭的动力飞行段的运动特性,首先要从弹道火箭的主动段弹道说起。

一、主动段弹道

从弹道火箭飞离地面(通常称为“起飞”)到关闭火箭发动机(或者弹头与弹体分离)为止的一段飞行弹道为主动段弹道。火箭在主动段飞行过程中,靠发动机推进,由飞行控制系统操纵,按照预定的飞程序程和预先设计好的轨道飞行。主动段弹道仅占火箭全部飞行弹道的很小一部分,水平距离一般只占全射程的 5% 左右,而且射程越大,所占比例越小。尽管如此,这一段弹道却决定了弹道火箭的射程和命中精度,对火箭全弹道飞行起着决定性的作用。

按主动段内各程序段特征,可将主动段分成为垂直起飞段、程序转弯段和瞄准段。

(1) 垂直起飞段

垂直起飞段是从火箭起飞到开始朝目标方向转弯为止的飞行段,为了适应不同射程火箭的要求,垂直起飞段的飞行时间各不相同,一般在 4~16s,飞行高度一般在几百米范围内,只占主动段的很小一部分。

(2) 程序转弯段

程序转弯段的任务是通过弹上程序机构控制,把火箭由垂直飞行平稳、准确地引导到预先装订的程序角 φ_K 值上,实现火箭的射程控制要求。在程序转弯的过程中,火箭的纵轴先转,火箭的速度轴跟着转动,由于两轴转动速度不同,出现了飞行冲角,使火箭承受的空气动力载荷增大。为了减小空气动力载荷,特别是跨声速飞行段的空气动力载荷,设计时要精心设计火箭的转弯程序。

(3) 瞄准段

瞄准段是从程序转弯结束到火箭飞行达到预定关机点速度 v_K 值为止的飞行段。在这一飞行段,火箭程序角保持 φ_K 值不变。瞄准段的主要任务是:用固定的程序角瞄准目标,继续加速火箭,直到火箭达到预定的关机点参数要求,使火箭达到预定的射程,准确地命中目标。

实际上,发动机关机后,在关机阀门后面和发动机内还残存一部分推进剂(指液体推进剂火箭),因此,发动机还要继续产生推力,这就是人们常说的后效推力。由发动机关机到后效推力终止,一般需 6~10s,这一飞行段通常称为后效段。后效段推力引起的射击偏差一般是不能控制的(采用中制导和末制导的火箭除外),所以,后效推力引起的射击偏差

属于非制导误差,在火箭设计中要严格控制,通常采取的办法是采用两次关机 and 末速修正的办法。

二、运载火箭动力飞行段的运动特性

运载火箭从地面起飞到达某一飞行高度把航天器送入运动轨道,这段飞行轨迹称为发射弹道(又可称动力飞行段)。航天器进入运行轨道称为入轨,进入运动轨道的初始位置称为入轨点。入轨点也就是运载火箭最后一级发动机推力的终止点。航天器入轨点的运动状态参数决定了航天器运行轨道的轨道要素。

运载火箭飞行弹道的设计,其目的是要使运载火箭在入轨点满足给定的运动状态,把航天器送入给定的运动轨道。

运载火箭的飞行弹道与弹道火箭的主动段相类似,都是从地面垂直起飞,按预定的飞行程序转弯,穿越大气层,当达到给定的高度与速度时就关闭发动机,把航天器送入预定轨道。但两者之间也有所区别。

其一,目的不同。弹道火箭的主动段是把火箭弹头送入一个与地球表面相交的近似椭圆轨道,最后击中地面目标;运载火箭飞行弹道则是要把航天器送入空间运行轨道。

其二,火箭发动机工作方式不同。弹道火箭为获得最大射程,或者达到预定射程消耗较小的能量,发动机是连续工作的;运载火箭飞行弹道则是由若干个主动段与自由飞行段所组成,这是由于入轨高度(或入轨位置)及控制精确入轨的要求,各级发动机不是连续工作的,只有在入轨高度较低而且没有入轨位置要求时才采用发动机连续工作的方式。

根据入轨情况的不同,运载火箭的飞行弹道可分为三个基本类型。直接入轨、滑行人轨和过渡入轨。

1. 直接入轨

运载火箭从地面起飞以后,各级火箭发动机逐级连续工作,并按预定程序转弯,发动机工作结束时,角度、速度都达到入轨要求,完成航天器的入轨,见图 5-9。这种发射轨道适用于发射低轨道航天器。

2. 滑行人轨

运载火箭的飞程序分为三段:在一个主动段之后,加上一个自由飞行段,最后再加一个主动段。主要是火箭从地面起飞时在第一个主动段就加足了它飞行时所需要的大部分能量,然后关闭发动机,这时火箭依靠其所获得的动能,在地球引力作用下进行自由飞行,一直到与所要达到的轨道相切的位置,这时发动机再一次点火,最后加速到使火箭达到入轨要求的速度,将航天器送入轨道。

为什么不能一次加速到所要求的速度,而要在中间加个自由飞行段呢?从消耗能量最小的观点来分析,最好在起飞以后连续加速,使火箭的喷气留在势能低的地方,这样所消耗的能量比把喷气留在势能较高的地方所消耗的能量要小。所以最经济的安排是发动机连续工作,使所有的发动机喷气都留在势能低的地方。也就是最好不搞两个主动段。但是我们要考虑到航天器的运动轨道离地面至少几百公里、甚至几万公里,两个主动段中间

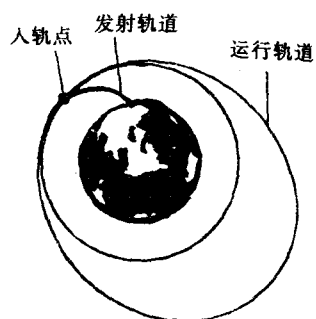


图 5-9 直接入轨

加个自由飞行段的目的是在满足入轨高度或入轨位置要求的条件下,使运载火箭消耗的能量最小。

滑行人轨运载火箭的飞行弹道如图 5-10 所示。

3. 过渡入轨

过渡入轨运载火箭的整个弹道分为加速段、停泊段、再加速段、过渡段及最后加速入轨段共五段。其中包括三个加速段,运载火箭的弹道如图 5-11 所示。

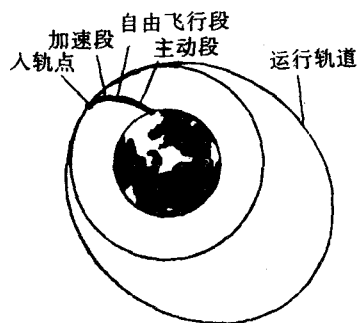


图 5-10 滑行人轨弹道

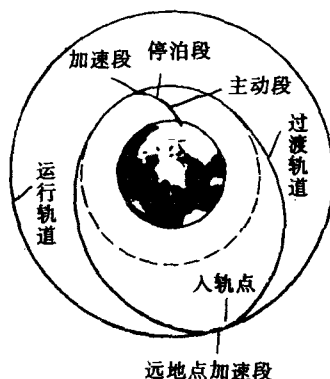


图 5-11 过渡入轨弹道

由第一个加速段到停泊段,可以像直接入轨一样经过一个加速段进入围绕地球的圆形轨道;也可以像滑行人轨那样经过两个加速段进入圆形停泊轨道。航天器在停泊轨道上运行时可根据对入轨点的要求,选择发动机点火位置使航天器加速脱离停泊轨道,这一椭圆轨道称为过渡轨道。当达到椭圆的远地点时(此点为航天器的入轨点),发动机再次点火加速,使其达到入轨段要求的速度,航天器入轨,按预定的轨道运行。

第六章 火箭发动机

6.1 火箭发动机的作用、特点及分类

火箭推进系统(或称火箭发动机)是一种喷气推进装置,它靠喷射自身携带的物质(称为推进剂)产生推力。火箭发动机的工作不依靠空气,因此它是大气层以外飞行和宇宙航行的主要动力装置。

火箭推进最常用的能源是燃烧化学物质,故又称化学火箭发动机。按推进剂的物理状态分,可有几种不同类型的化学火箭推进装置。

1. 液体推进剂火箭发动机

如图 6-1 所示,它使用液体推进剂,推进剂在压力作用下由贮箱输送到推力室。在推力室内推进剂进行反应变成热燃气,随之该热燃气被加速并通过拉伐尔喷管高速喷射出去,从而把冲量施加给该飞行器系统。

2. 固体推进剂火箭发动机

如图 6-2 所示,它使用固体推进剂,这种用于燃烧的固体推进剂放在燃烧室或发动机壳体内。这种固体推进剂又称为药柱,它含有完全燃烧所需要的所有化学元素。通常在药柱的暴露表面上按预定的速率缓慢平稳地燃烧。

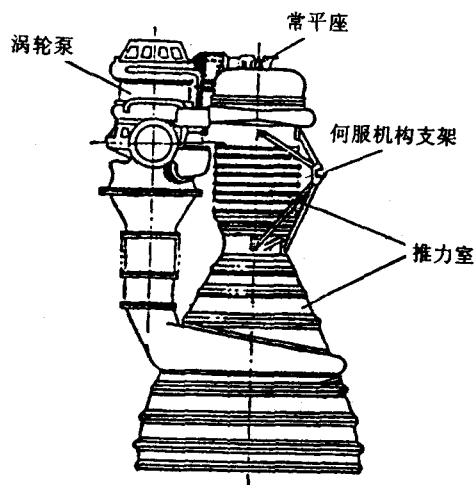


图 6-1 液体推进剂火箭发动机

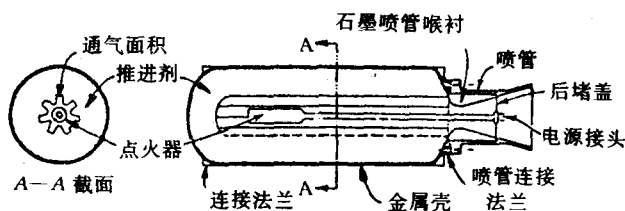


图 6-2 固体推进剂火箭发动机

3. 混合推进剂火箭发动机

如图 6-3 所示,它既使用液体推进剂也使用固体推进剂,例如,把液体氧化剂喷射到装有含碳固体药柱的燃烧室中,使之发生化学反应产生热燃气。

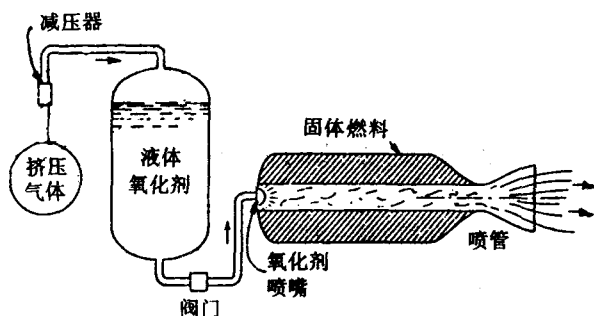


图 6-3 典型的混合式火箭发动机简图

6.2 火箭发动机的主要性能参数

表征火箭发动机性能和工作质量的基本性能参数大致包括推力、排气速度(又称排气速度)、推力系数、总冲量、比冲(或比推力)、推力质量比等,现分别简述如下:

6.2.1 推力

火箭发动机的推力是作用在发动机内外表面上各种力的合力。这些力包括推力室内燃气压强 p_c 、外界大气压强 p_a 。由于喷管开口,所以推力室壁上的受力不平衡,产生向前的合力,即发动机的推力。根据动量定理可以导出推力的表达式为:

$$P_D = \dot{m}u_e + (p_c - p_a)A_e \quad (6-1)$$

从推力公式可知,火箭发动机推力由两部分组成。第一部分是 $\dot{m}u_e$,称为动推力,其大小是推进剂质量流率 $\dot{m}$ 和相对于飞行器的排气速度 u_e 的乘积。它是推力的主要部分,通常占总推力的 90% 以上。第二部分是 $A_e(p_c - p_a)$,称为静推力,是由离开飞行器的排气射流的横截面积和排气压力与外界流体压力之差的乘积。由第二项可以引出几种工作状态的推力公式。

1. 设计状态推力

当 $p_c = p_a$ 时,也就是发动机工作在与 p_a 相对应的飞行高度时,

$$P_C = \dot{m}u_e \quad (6-2)$$

2. 海平面推力

当在海平面高度($p_a = p_0 = 101325\text{Pa}$)时

$$P_S = \dot{m}u_e + (p_c - p_0)A_e \quad (6-3)$$

这时,排气压力 p_c 小于外界流体压力,则压力推力(静推力)为负值。

3. 真空推力

当在真空状态($p_a = 0$)工作时,

$$P_V = \dot{m}u_e + A_e p_e \quad (6-4)$$

总之,可以看出,随着高度的增加,外界大气压强 p_a 逐渐降低,推力随之逐渐增大。这是火箭发动机的一个重要特点。图 6-4 表示了火箭发动机推力随高度的变化关系。

6.2.2 喷气速度(排气速度)

由喷管中燃气的能量转换关系可得下式:

$$u_e = \sqrt{2C_p(T_f - T_e)} = \sqrt{2C_p T_f \left(1 - \frac{T_e}{T_f}\right)} \quad (6-5)$$

式中, C_p —— 燃气的定压比热;

T_f —— 燃烧室出口处的燃气的总温;

T_e —— 喷管出口处的燃气温度。

进一步利用等熵条件,

$$\frac{T_e}{T_f} = \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (6-6)$$

并引入

$$\begin{aligned} C_p &= \frac{k}{k-1} R \\ &= \frac{k}{k-1} \frac{R_0}{\mu} \end{aligned} \quad (6-7)$$

则 u_e 的表达式可改写为:

$$u_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R_0}{\mu} T_f \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (6-8)$$

式中, R —— 燃烧产物的气体常数;

μ —— 燃烧产物的平均摩尔质量;

R_0 —— 通用气体常数, $R_0 = 8.3144 \text{ J/kmol} \cdot \text{K}$ 。

由此可见, u_e 与推进剂的性能(推进剂的燃烧温度 T_f , 燃气的比热比 k 和平均摩尔质量 μ) 有关, 也与喷管的膨胀压强比 p_e/p_c 有关。

6.2.3 质量流率 m

喷管的质量流率是决定推力大小的重要因素, 也是发动机工作的重要参数之一。在稳态工作条件下, 发动机喷管的燃气流率也就是推进剂的消耗率。

利用质量守恒定律, 可得

$$m = \rho u A = \rho_t u_t A_t = \text{常量} \quad (6-9)$$

式中下角标 t 表示喷管临界截面。

喷管任意截面处的流速 u 表达为:

$$u = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R T_f \left[1 - \left(\frac{p}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (6-10)$$

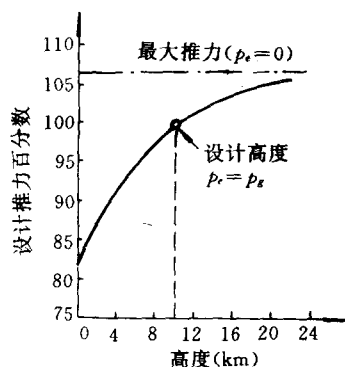


图 6-4 推力随高度的变化曲线

然后,利用状态方程及等熵过程方程,即

$$P = \rho RT \quad (6-11)$$

$$\frac{\rho}{\rho_c} = \left(\frac{p}{p_c} \right)^{\frac{1}{k}} \quad (6-12)$$

即可得

$$m = A \sqrt{\frac{2k}{k-1} p_c \rho_c \left[\left(\frac{p}{p_c} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p}{p_c} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (6-13)$$

我们进一步引进喷管临界截面处各参数之间的各种关系式,即

$$\frac{T_t}{T_f} = \frac{2}{k+1} \quad (6-14)$$

$$\frac{\rho_t}{\rho_0} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (6-15)$$

$$u_t = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_f} \quad (6-16)$$

则 $\dot{m}$ 的表达式最终可写为

$$\begin{aligned} \dot{m} &= \rho_t u_t A_t \\ &= \rho_0 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_f} A_t \\ &= p_c \frac{1}{\sqrt{RT_f}} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} A_t \end{aligned} \quad (6-17)$$

令

$$\Gamma = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (6-18)$$

得

$$m = \Gamma \frac{p_c A_t}{RT_f} \quad (6-19)$$

6.2.4 推力系数

将 $\dot{m}$ 和 u_e 的表达式代入推力公式中,可得

$$P = \left\{ \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \right\} p_c A_t \quad (6-20)$$

令

$$C_F = \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right)$$

则

$$P = C_F P_c A_t \quad (6-21)$$

C_F 就是推力系数, C_F 是一个无因次系数,它表征喷管的特性, C_F 越大,燃气在喷管中进行膨胀越完善。

6.2.5 总冲与比冲

火箭发动机的总冲可定义为整个燃烧时间 t 内推力 P (可能随时间变化) 的积分:

$$I_t = \int_0^t p dt \quad (6-22)$$

若对恒定推力,忽略起动和关机过渡过程,则上式可简化为:

$$I_t = Pt \quad (6-23)$$

总冲是火箭发动机的重要性能参数,它包括发动机推力和推力所持续的时间,反映了综合工作能力的大小。

发动机的比冲是指发动机燃烧 1kg 质量推进剂所产生的冲量。

$$I_s = \frac{I_t}{m_p} \quad (6-24)$$

式中, m_p —— 推进剂的总有效质量;

I_s —— 发动机工作阶段的平均比冲。

对液体火箭发动机而言,比冲的含义是指每秒钟消耗 1kg 质量的推进剂所产生的推力大小。

$$I_s = \frac{P}{m} \quad (6-25)$$

比冲是火箭发动机的一个重要性能参数,它对运载火箭、航天器性能有很大的影响。

6.2.6 密度比冲和推进剂的混合比

密度比冲定义为单位体积推进剂流量所产生的推力

$$I_{s,\rho} = \frac{P}{\dot{V}} = \frac{P}{\frac{\dot{m}}{\rho_T}} = I_s \rho_T \quad (6-26)$$

式中, ρ_T 为推进剂的密度。

推进剂的混合比定义为氧化剂流量与燃烧剂流量之比,

$$MR = \frac{m_o}{m_f} \quad (6-27)$$

应当指出, MR 对发动机的比冲有很大的影响,同时由于它影响推进剂的密度 ρ_T ,从而也就影响到运载火箭及航天器的结构质量与尺寸,进而影响运载器的性能。

6.3 液体火箭发动机

正如前述,液体火箭发动机使用的是液体推进剂,这个基本特点就决定了液体火箭发动机无论在系统方案、结构设置以及点火、热防护等方面都与使用的推进剂种类、特性有紧密的关系。因此,人们常常首先按照采用推进剂组元的数目来区别各种液体火箭发动机。目前可分为单组元、双组元和三组元液体火箭发动机。使用最广泛的是双组元液体火箭发动机,而三组元液体火箭发动机在将来的多次重复使用的单级入轨运载器中将会有更大的发展潜力。

6.3.1 液体火箭发动机的工作原理

液体火箭发动机的推进剂组元(氧化剂和燃烧剂)平时存放在单独的贮箱里,工作时,

利用专门的推进剂输送系统分别将它们送进燃烧室,因此人们又常按输送系统的类型来研究、分析液体火箭发动机。目前,火箭发动机的输送系统有挤压式和泵压式两大类输送系统。

1. 挤压式输送系统的液体火箭发动机

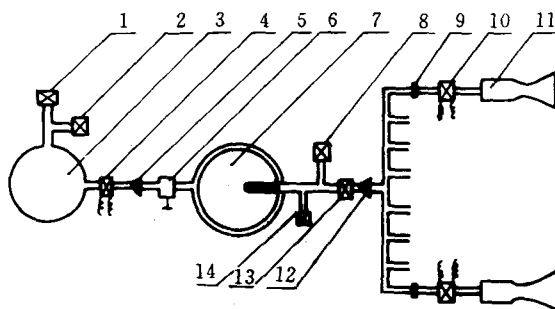
它借助高压气体的压强,将推进剂由贮箱经过管路、活门、喷注器送入燃烧室进行燃烧。挤压式输送系统如图 6—5 所示。

高压气体应选用与氧化剂、燃烧剂皆无作用的惰性气体,如氮气、氦气或空气。高压气源也可采用燃气发生器取代,采用固体推进剂或液体推进剂燃烧产生所需要的高压气体,当然也要求这些燃气相对于被挤压的推进剂是惰性的。

对于小推力或短时间工作的火箭来说,诸如航天器的姿态控制发动机,使用这种类型的输送系统就比较合适。另外,该系统结构简单可靠,易实现多次起动,所以至今仍有广泛的应用。

2. 泵压式输送系统

简单地说,泵压式输送系统靠泵来输送推进剂,也就是靠泵来提高推进剂进入燃烧室所需要的压强。在系统中,泵靠涡轮驱动。涡轮的输出功率则又来自炽热气体膨胀而获得的能量。图 6—6 表示这种系统的工作过程。



1—充气泄出阀； 2、14—安全阀； 3—气瓶； 4—电爆阀；
5、12—过滤器； 6—气体减压器； 7—贮箱； 8—加注泄出阀；
9—节流圈； 10—电磁阀； 11—推力室； 13—膜片阀

图 6—5 挤压式供应系统示意图

在泵压式输送系统中,推进剂贮箱里仍然需要一定的压强,这是为了避免在泵的进口处出现气蚀现象。泵入口压强一般仅为 $0.3 \sim 0.5 \text{ MPa}$,而且随着泵抗气蚀性能的提高,其入口压强呈现下降趋势。这样,在泵压式系统中,推进剂贮箱压强较低,从而火箭结构质量可以减轻。而且发动机系统的质量基本上与工作时间的长短无关。所以,它主要用于大推力和长时间工作的火箭发动机。

泵压式系统还可进一步分为开环和闭环系统。每一种又各自发展了一些独特的系统。开环系统的特点是:来自涡轮的工作流体在其自身的喷管(称涡轮排气喷管)中膨胀后,即排出火箭体外,或者在主发动机推力室喷管膨胀段下游某处进入发动机喷管中再排出去。而闭环系统(又称头部注入式系统)的特点则是:来自涡轮的全部工作流体被喷入发动机

燃烧室,以便最有效地使用其剩余的能量,这就提供了比开环系统具有稍高的性能。其比冲一般可提高 $1\%\sim 5\%$ 。图6-7给出了用于液体火箭发动机的各种涡轮泵输送系统的示意图。

图示的各种系统方案分别叙述如下:

在燃气发生器系统中,不管单组元推进剂还是双组元推进剂,其推进剂可以来自主推进剂输送系统,也可以来自单独的推进剂贮箱。涡轮排气注入到推力室喷管,输入处的喷管主燃气流压强与涡轮出口处的排气压力近似相等。

燃烧室气体分流系统的优点是可以取消燃气发生器。涡轮所需的燃气是由发动机燃烧室靠近喷注器面某点分流出来的燃气,通常该处的燃气温度比燃烧室内最高温度的一半还低。

冷却剂分流或泄流系统通常局限于以氢作为燃烧剂的发动机。气化的氢从推力室夹套中分流出来去驱动涡轮。犹如燃烧室气体分流那样,其主要优点是省掉了燃气发生器。涡轮工质的能量水平取决于冷却夹套允许的温度和冷却参数,这必然限制了涡轮功率。与其它开环系统相比,其功率相对低些。

在膨胀后燃烧系统中,大多数发动机冷却剂(一般以氢气为燃烧剂)在经过夹套时吸收了能量,刚出冷却套就被分流到低压比的涡轮处。冷却剂的一部分(大约 $5\%\sim 15\%$),由涡轮外旁通过去与涡轮排气汇集在一起,再喷入发动机燃烧室同氧化剂混合、燃烧。膨胀后燃烧系统的主要优点是比冲高,发动机结构简单和重量相对轻。在膨胀后燃烧系统中,全部推进剂在燃烧室中充分燃烧并在喷管中有效地膨胀。对高压燃烧室来说,驱动涡轮所需的能量比靠蒸发燃烧剂实际可供应的能量大,因此这种系统对于燃烧室压力高于 7.58MPa 是不适用的。其燃烧剂泵的压力与开环系统中的压力相比要高很多。

在分级燃烧系统中,冷却剂流经冷却夹套的情况与膨胀后燃烧系统的一样。但在高压预燃室(燃气发生器)中燃烧全部燃烧剂和部分氧化剂,产生高能气体去驱动涡轮。涡轮的全部排气又被喷入主燃烧室并同剩余的氧化剂燃烧。由于有预燃室,该系统导致燃烧室在高压状态下工作,并且可能容许小尺寸的燃烧室。在预燃室和涡轮中的附加压力降导致无论燃烧剂泵还是氧化剂泵的输出压力都比开环系统的高很多,要求比较重的复杂的泵、涡轮和管道。这种系统有能力提供最高比冲。在俄国的许多现代火箭发动机中广泛采用这种分级燃烧循环,美国也在航天飞机的主发动机中应用了该装置,其系统简图如图6-8所示。

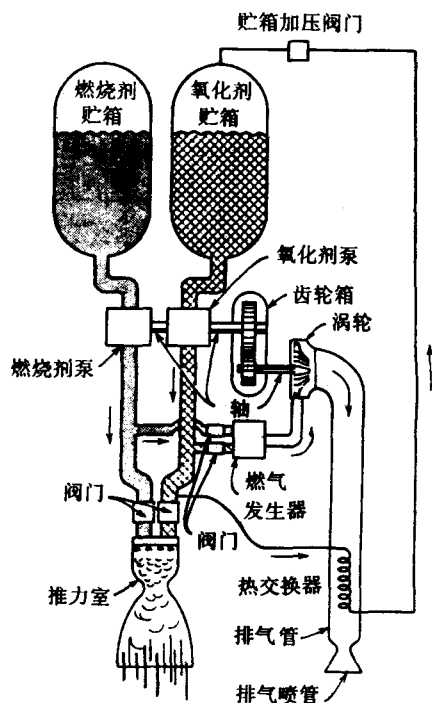


图6-6 具有涡轮泵输送系统和独立的燃气发生器的液体火箭发动机简图

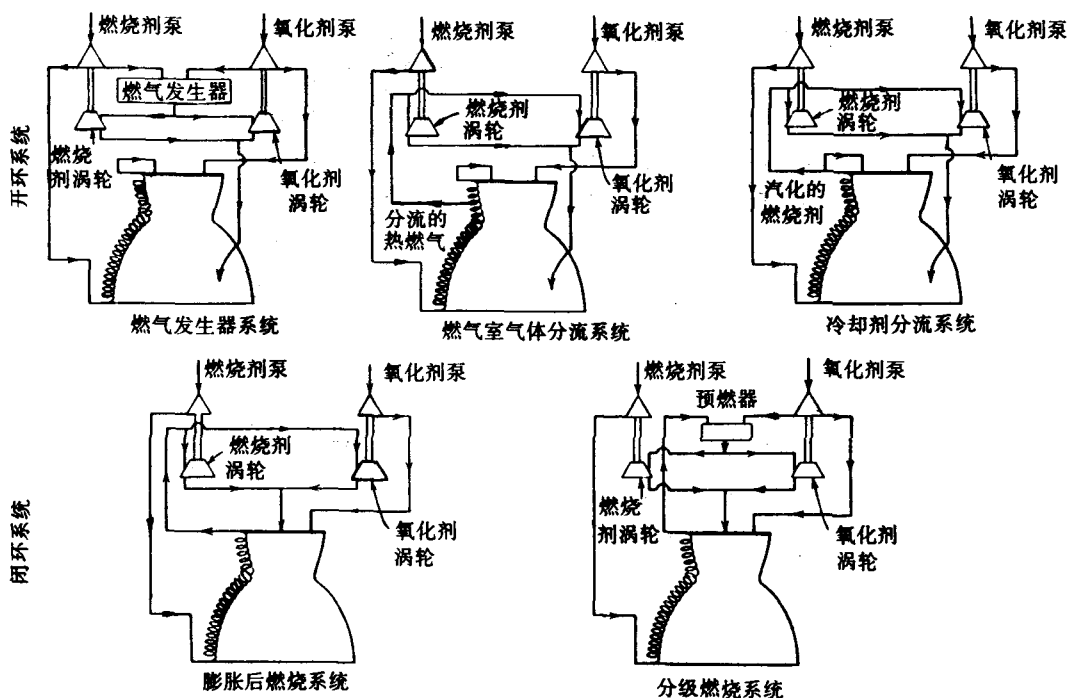


图 6-7 用于液体火箭发动机的各种涡轮泵输送系统示意图

6.3.2 液体火箭发动机的推进剂

液体火箭推进剂是一种液态物质或几种液态物质的组合。它们包括燃烧剂、氧化剂，它们能够进行放热的化学反应，形成高温的反应产物，用以直接产生反作用推力。推进剂组元是指单独贮存并单独向发动机供给的液体火箭推进剂的组成部分。

燃烧剂是推进剂中的可燃物质，如液氢、偏二甲肼、一甲基肼、肼、煤油等。

氧化剂是推进剂中的助燃物质，如液氧、四氧化二氮、氟、氯、硝酸等。

常用的液体火箭推进剂按包含的基本组元数目，可分为单组元和双组元推进剂两大类。单组元推进剂是一种含有进行燃烧和分解反应所必需的元素单相液体化合物或混合物，如过氧化氢(H_2O_2)、无水肼、硝基肼等。单元推进剂化学活性比较强，在热或催化剂的作用下，能迅速分解燃烧产生高温的气体。双组元推进剂由液体燃烧剂和液体氧化剂组成，工作时它们被分别输送入燃烧室。两组元推进剂根据它们直接接触时的化学反应能力，可分为非自燃推进剂和自燃推进剂，对于自燃推进剂(如偏二甲肼和四氧化二氮)，当它们在使用的温度和压力范围内以液态接触时就能着火燃烧。采用自燃推进剂免去了点火系统，但必须避免推进剂泄漏，否则会造成燃烧或爆炸事故。非自燃推进剂需要由专门的点火装置引燃。

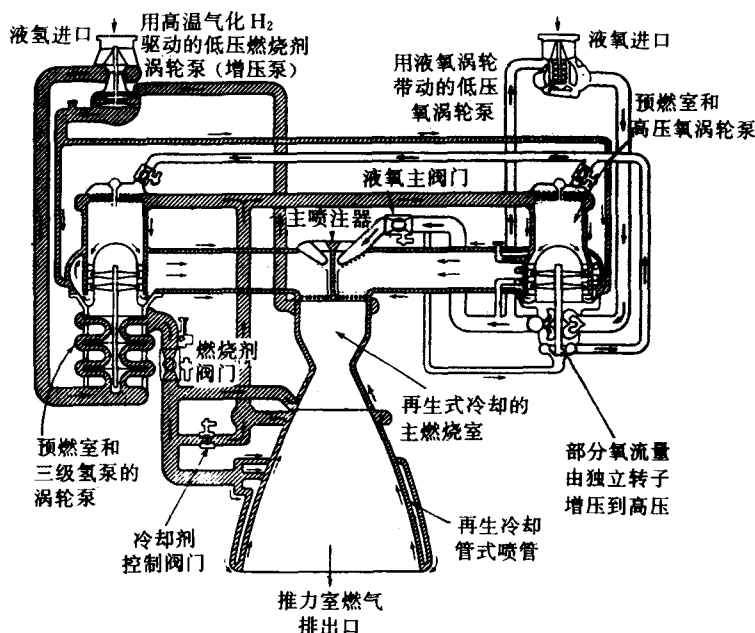


图 6-8 用液氢和液氧做推进剂的航天飞机
主发动机分级燃烧系统的流动简图

液体推进剂按照长期条件下的物理和化学稳定性,可分为可贮存(长期贮存)推进剂和低温推进剂(短期贮存)。

可贮存推进剂在较宽的温度和压力范围内其物理和化学性质相当稳定。它们与贮箱(罐)材料相容性好,在常温常压下可长期贮存,如:肼、一甲基肼、偏二甲肼、硝基肼、硝酸、四氧化二氮、酒精、煤油等。

低温推进剂(如液氢、液氧)极易蒸发,为了减少蒸发损失,必须根据贮存时间和低温推进剂种类采取相应的绝热措施,克服贮存和使用上的一些困难。蒸发的气体应及时排放,要有适当的排放系统。低温推进剂的比冲高,故在运载火箭中得到重视和使用。

一、对液体推进剂的要求

推进剂的性能与液体火箭发动机的性能及结构有密切的关系。因此,对推进剂无论在性能、使用性能等方面均要提出不同的要求,具体而言可如下所述。

(1) 能量特性高,即要求比冲和密度比冲高。利用下述公式可进一步分析。

$$\begin{aligned}
 I_{sp,D} &= \sqrt{\frac{2k}{k-1} R_g T_c \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \\
 &= \sqrt{2\Delta H} \approx \sqrt{2Q_c}
 \end{aligned}
 \tag{6-28}$$

式中, ΔH —— 喷管中的焓降, $\Delta H = H_c - H_e$;

Q_c —— 推进剂的热值(J/kg)。

由密度比冲的定义,

$$I_{sp,d} = I_{sp} \rho_p = I_{sp} \frac{K + 1}{\frac{K}{\rho_0} + \frac{1}{\rho_f}} \quad (6 - 29)$$

式中, ρ_p ——推进剂综合密度(kg/m^3);

K ——推进剂混合比;

ρ_0 ——氧化剂密度(kg/m^3);

ρ_f ——燃烧剂密度(kg/m^3)。

由此可知推进剂热值 Q_r 高, 组合密度 ρ_p 大, 比冲高, 可获得高的能量性能, 可使火箭的外廓尺寸和质量最小。

(2) 物理、化学性能稳定

有高的自燃温度, 热稳定性好, 以及有足够的抗机械冲击的稳定性, 着火和爆炸危险性小, 与材料的相容性好, 使用时比较安全、方便。

(3) 液态的温度范围宽

有高的沸点和低的凝固点, 饱和蒸汽压较低。运输与贮存, 以及在非常恶劣的气候条件下使用安全方便。

(4) 可作为冷却剂

一般要有一种组元具有高的沸点和分解温度, 高的比热, 高的导热系数, 高的临界温度。

(5) 输送、雾化性能好

粘度小, 表面张力系数小, 使流阻和喷管压降小, 有利于喷射、雾化、混合, 有利于燃烧效率的提高。

(6) 满足发动机起动迅速、平稳的要求

对于非自燃推进剂则要求着火延滞期小, 着火温度低, 即点火容易; 对于自燃推进剂, 则希望自燃时滞小。

(7) 产生的废气废水的处理容易, 不会严重污染环境。

(8) 来源较丰富, 价格较低。

二、常用的液体氧化剂

1. 液氧(O_2)

液氧是淡兰色透明的液体, 无毒、无味。它是利用液化空气的方法获得的, 故来源丰富、生产容易、价格低廉。

液氧是强氧化剂, 能强烈地氧化其它物质, 但不能自燃, 它与液氢组成高能火箭推进剂, 比冲可达 $4500\text{m}/\text{s}$ 。

液氧化学稳定, 对机械冲击不敏感也不分解。在常温下极易蒸发, 在绝热良好的条件下, 每昼夜的蒸发率可以小于 1% 。

液氧与脂肪、凡士林、苯、酒精、润滑油接触时, 会发生快的氧化反应, 若加压会发生爆炸。氧气与乙炔、甲烷、氢气等以适当的比例混合极易爆炸。

液氧与材料的相容性问题是由于氧化和低温造成的。在使用时要注意一些金属(如钛)在某些状态下能与液氧起剧烈的氧化反应。下列材料可以在液氧中使用: 如铝及其合

金、不锈钢 1Cr18Ni9Ti、铜及其合金、镍及其合金等。适应于液氧的非金属材料不多,使用中比较满意的有:四氟乙烯的聚合物,未增塑的三氟氯乙烯聚合物、石棉、特殊的硅橡胶等。

液氧对人体的危害主要是由于低温造成的,它与人体接触会造成低温冻伤。

2. 四氧化二氮(N_2O_4)

四氧化二氮是高密度黄棕色液体(比重为 1.44),是目前比较广泛使用的可贮存氧化剂,但它的液态温度范围窄,既容易冻结,也容易蒸发。纯四氧化二氮有中等程度的腐蚀性,含潮气或与水混合时则形成强酸。它很容易从空气中吸收水气。用相容性的材料制成的密闭容器可无限期地贮存它。它同很多燃烧剂混合时能自燃,并同很多普通材料(如纸张、皮革和木材)也能自发点火。其烟气呈棕色且剧毒。

3. 硝酸(HNO_3)

化学纯硝酸是无色的。工业硝酸含有水和氮的氧化物,且呈棕红色。硝酸的含水量对火箭发动机比冲有影响,含水量增加 1%,比冲约下降 10m/s。火箭发动机使用的硝酸含水量不得超过 4%。在硝酸中加入少量磷酸、氢氟酸可以减轻硝酸对结构材料的腐蚀性。加入适量的四氧化二氮可提高氧化能力,提高热值和密度,降低冰点和对结构材料的腐蚀性,改善发动机的点火性能。加了四氧化二氮的硝酸呈深红色,并且易于蒸发,故称红烟硝酸。四氧化二氮的含量占 20%、27%、40%的硝酸分别称为 AK-20、AK-27、AK-40。

硝酸的来源丰富,容易制造,价格低,可贮存。它沸点高、密度高,能与肼类燃料组成自燃推进剂。硝酸的氧化能力不如四氧化二氮和液氧,其蒸汽有毒,对许多金属材料有腐蚀性,含水硝酸腐蚀性更大。使用硝酸时应穿戴有氧气自给系统的防毒面具和防酸服。

三、常用液体燃料

1. 液氢(H_2)

液氢为无色、透明的液体。它的热值高,比热大。液氢与液氧的推进剂无毒,对结构材料不腐蚀,其燃烧产物为水蒸汽,无污染。液氢极易蒸发,难于贮存,因此液氢系统必须严格地绝热。使用液氢的系统设备中不能存在有湿气和空气,在加注液氢前应对系统设备先进行气体置换,先用氮气置换空气,再用氢气置换氮气。此外,还应有排气和气封系统。

氢气易爆炸,液氢在正常情况下,若绝热良好,则因蒸发而引起爆炸的危险性很小。但贮存液氢时,要注意随时排放其蒸汽,以防爆炸。存放液氢的库房应装有自动报警系统,并有相应的安全防爆措施。

液氢温度极低,盛放液氢的容器需很好的绝热。不锈钢、镍铬合金、高镍钢、低碳钢等都可作液氢的容器。

液氢生产难,故价格贵,但由于它的能量高,在航天器运载工具上应用广泛。

2. 火箭煤油

煤油属于烃类燃料,是透明的液体。颜色有水白色到淡黄色不等。不溶于水,但本身是一种优良的溶剂。煤油的主要组成成份是烷烃、环烷烃、芳香烃。不同牌号及产地的煤油,其组成和性质是不同的,故组成及性质是一种平均值。

俄国火箭煤油有 T-1 和 T-5,美国有 JP-4 和 RP-1。国产的煤油有抚顺 T-5 和 9# 以及荆门 21#,其性质与俄美相近,有希望作为火箭燃料用。煤油来源丰富,生产容易,价格低。

煤油沸点高,可长期贮存。烃类燃料的稳定性良好,对冲击、振动、压缩、摩擦不敏感。烃类燃料除了铅、镉、铜外,与其它黑色及有色金属相容,与之相容的塑料有聚乙烯、聚四氟乙烯、聚三氟氯乙烯、聚酰胺等。与之相容的橡胶有氯丁橡胶、丁腈橡胶等,其它类橡胶不宜采用。

煤油热值比酒精高,比肼类燃料低。煤油的燃烧不太稳定,不能与常用氧化剂组合成自燃推进剂,但在煤油中加入一定量的偏二甲肼可显著地改善它的点火性能和燃烧稳定性。加偏二甲肼的煤油称为油肼,有毒。油肼可与硝酸等氧化剂组成自燃推进剂。

煤油的毒性主要来源于芳香烃。吸入、吞入或与皮肤接触会引起中毒。使用时应注意安全防护,严格控制它在空气中的允许浓度,严格注意采取安全防爆措施。

3. 肼类燃料

常用的肼类燃料有无水肼(N_2H_4)、偏二甲肼($(\text{CH}_3)_2\text{NNH}_2$)、混肼-50(50%偏二甲肼+50%无水肼)、一甲基肼($\text{CH}_3\text{NH}-\text{NH}_2$)。这类燃料在火箭上应用得很普遍。

偏二甲肼是一种无色的有吸湿性并带鱼腥味的液体。

偏二甲肼的稳定性很好,在隔离空气的条件下,能长期贮存。偏二甲肼与空气接触时,同空气中的 CO_2 作用生成碳酸盐沉淀物。它与一般金属都相容,但对许多橡胶、塑料有强烈的泡胀作用。偏二甲肼贮存温度一般应低于 48.8°C ,通风良好,并备有消防冲洗设备,最好是密封贮箱。

偏二甲肼是有毒危险的物质,必须慎重地处理。使用时,应穿防火型防护服及戴防毒面具、防毒手套,穿防毒靴等。

偏二甲肼的热值高、能自燃。偏二甲肼与四氧化二氮或硝酸组成自燃推进剂,比冲大,在导弹中广泛使用。

偏二甲肼在 343°C 时迅速发生分解反应,在 $345\sim 350^\circ\text{C}$ 时会发生爆炸。用空气增压至 5.2MPa 时偏二甲肼会发生爆炸,但用95%的氮气增压到 12.8MPa 时仍不会爆炸,由此看来空气不宜作为偏二甲肼贮箱增压用的工质。

6.3.3 液体火箭发动机的构造特点

液体火箭发动机的一个主要部件就是推力室,典型的推力室结构如图6-9。

推力室是完成推进剂能量转换和产生推力的组件,实际上是一个燃烧装置。在推力室中,液体推进剂经节流喷注、雾化、混合和燃烧而形成气态反应产物,然后这些气态产物被加速并以高速从喷管喷出而产生推力。一般而言,推力室至少包括以下三个主要部分:喷注器、燃烧室和喷管。

1. 喷注器

喷注器使推进剂按一定流量引入燃烧室,将其雾化并以一定的比例相互混合,形成均匀的燃烧剂——氧化剂的混合物,便于气化和燃烧。图6-10给出了几种常用的喷注器型式。

目前大部分液体火箭发动机均采用撞击式喷注器,在撞击式喷注器中,推进剂通过大量单独的小孔喷射,喷射时使燃烧剂和氧化剂射流彼此相撞,这种撞击有助于液体雾化成液滴并且分布均匀。非撞击式或淋浴式喷注器则形成不撞击的推进剂射流,它们依靠紊流



图 6-9 再生式冷却管束式推力室结构

和扩散达到混合。图中所示的喷口面积可变的同心管式喷注器是可变推力液体火箭发动机普遍采用的一种喷注器。它产生圆柱形、锥形或其它型式的喷雾薄膜,这种喷雾通常彼此相交,因此有利于混合。通过移动轴向可移动轴套就可改变液膜宽度,从而可以调节推进剂的流量,实现推力调节。

2. 燃烧室

燃烧室是推进剂雾化、混合和燃烧的容腔。燃烧室承受高温燃气压力,通常的结构形式为球形或圆柱形。在其头部装有喷注器组件,下面与喷管连成一体。众所周知,由于燃烧室处于高温(3000K 以上),高速的燃气流中,导致对室壁传热很快,又因为气体温度已远远高于大多数结构材料的熔点,所以推力室结构必须实施冷却。目前,对于大部分推力室均采用再生冷却推力室结构。为此,在发动机的发展过程中,出现过各种形式的冷却套结构。其中,管束式是由许多变截面管钎焊而成,而波纹板式是由内壁、外壁和其中间的波纹板钎焊而成。推进剂中的一种组元从冷却套中流过,带走高温燃气传给壁的热量,该组

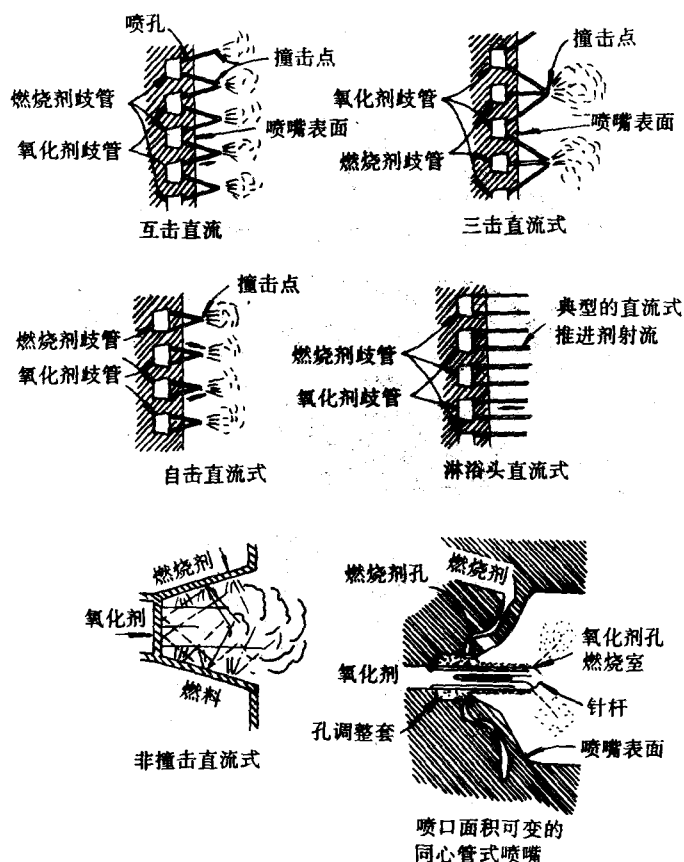


图 6-10 几种喷嘴型式的简图

元最后返回推力室头部的喷注器。

3. 喷管

高温燃气在喷管中膨胀、加速,将热能转变为动能,产生高速射流。火箭发动机的喷管都是超声速喷管,呈收敛—扩散形。喷管应保证气流流动损失最小,出口气流尽量与发动机轴线平行。

6.4 固体火箭发动机

6.4.1 发动机组成及其工作原理

1. 发机构造

固体火箭发动机主要特征之一是推进剂直接装填于燃烧室。推进剂燃烧后释放出大量的能量(燃烧产物的高温高压),同时燃烧产物又作为工质经喷管向后喷出产生推力。现代固体火箭发动机由以下主要部件组成(图 6-11):燃烧室壳体 1、前底(顶盖)13,在它们内部有隔热层;燃烧室内有药柱及其固定件 4 和点火器 12;喷管组件 7 包括堵盖 8 和喉

部镶块 9;6 是为使喷管摆动的传动机构,喷管摆动以控制火箭飞行时的俯仰与偏航,侧面喷管 10 用于控制火箭的滚动;11 为推力终止装置。外壳 1、喷管底部 5 及前盖 13 构成发动机壳体。

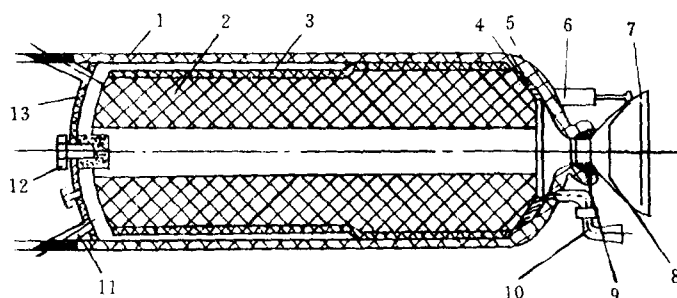


图 6-11 固体火箭发动机示意图

发动机工作时,首先启动点火装置,使点火药燃烧,产生具有一定压力和温度的燃气,接着使发动机药柱点燃并进入燃烧。固体火箭发动机装药燃烧后,一般不容易自动熄火。如需要发动机终止工作,就要靠推力终止装置。其主要措施:①在燃烧室周围开一组大小相等、均匀分布的径向孔,径向孔打开时燃气立即由孔排出,推力终止;②在燃烧室头部装一组(3~6 个)向前倾斜的反向喷管,需要推力终止时立即打开,燃气冲出反向喷管,产生反方向的推力,使推力迅速终止(推力平衡)。

2. 装药的装填

固体火箭发动机的装药由一种或几种固体推进剂组成。推进剂可以事先制成药柱,发动机装配时将其放入(充填)燃烧室内,称为自由装填。在自由装填时,燃烧室应有足够的开口尺寸,让药柱顺利装入。推进剂也可以采用直接浇注的方法,将其充填在燃烧室内,装药的几何形状靠专门的模具保证,称为贴壁浇注。贴壁浇注由于装药和壳体壁粘结为一体,在发动机工作时,装药本身起到保护层的作用,使燃烧室壳体免于直接受热。

药柱某些表面可以用缓燃和难燃的材料包覆起来,称为包覆层(也称阻燃层),用以控制燃烧面的面积大小和变化规律,以满足不同推力规律的要求。

3. 固体火箭发动机的优缺点

由于固体推进剂直接装于燃烧室内,形成了固体火箭发动机的结构上和使用性能上的一系列特点。

(1) 优点

① 结构比较简单,无复杂的推进剂输送系统,喷管组件无专门的强制冷却,除推力控制机构外没有其它活动件;

② 装有固体火箭发动机的火箭操作简单,发射准备工作和本身启动比液体发动机灵便;

③ 现代的固体推进剂性能稳定,装填好后发动机可在发射阵地上长期贮存,适合战略使用要求;

④ 发动机零组件少,也没有复杂零组件,与液体火箭发动机相比,其可靠性高。

(2) 缺点

① 固体推进剂能量比液体推进剂低,其真空比冲为 $2500\sim 3000\text{m/s}$,而液体推进剂为 4000m/s 或更高;

② 装药工作时的起始温度(工作时的环境温度)对燃烧室的压力和工作时间影响很大;

③ 调节推力大小和方向困难;

④ 固体火箭发动机一般只能一次性工作,要实现重复启动相当困难。

6.4.2 固体推进剂

1. 推进剂的种类

目前常用的有胶体推进剂和复合推进剂。

(1) 胶体推进剂

又称双基推进剂,是一种有机物的固态溶液(混合物)。目前最常用的是硝化纤维在某些炸药(硝化甘油和硝化二醇等)中的胶状溶液。除此之外再加入一些添加剂:例如为改善贮存性的安定剂,提高燃速的催化剂和提高热塑性的增塑剂等。

(2) 复合推进剂

其特点是氧化剂的微粒均布在固体的燃烧剂中,是燃烧剂和微粒氧化剂的机械混合物。复合推进剂中的氧化剂主要是硝酸盐和氯酸盐;燃烧剂要有一定的机械性能和粘附性能,常用的有橡胶、树脂和有机聚合物。另外,也采用金属燃烧剂,如轻金属的铝、铍和锂等,其中以铝用得最多。

2. 固体推进剂的药柱形状

药柱的形状与燃烧的方式密切相关,而药柱的几何形状又决定了发动机的主要性能参数。如推力和工作时间。目前的燃烧方式有三种,即端面燃烧、侧面燃烧和端、侧面燃烧,如图 6-12 所示。

(1) 端面燃烧

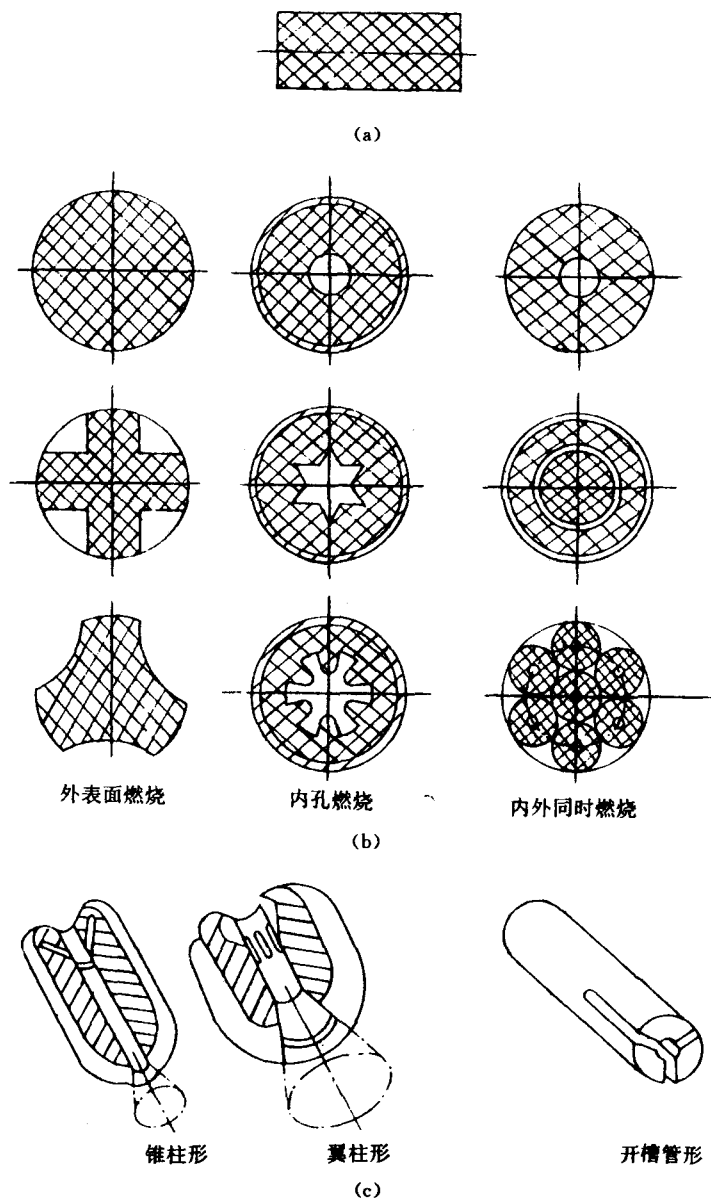
这种药柱为圆柱形,整个侧面和另一端面有包覆层阻燃,只能在一个端面进行燃烧,燃烧时燃面沿轴向推进(又称一维燃烧)。此种药柱多用于助推器和燃气发生器。

(2) 侧面燃烧

药柱的二个端面有包覆层阻燃。药柱形状很多,如图 6-12(b)所示。它又分为内侧面和外侧面燃烧。内侧面燃烧时,药柱由内向外燃烧,这样燃烧室壁可以避免与燃气接触,降低了室壁的隔热要求。外侧面燃烧或内、外侧面同时燃烧,此时燃烧室壁经受燃烧气体冲刷,要求有上乘的隔热措施。从燃烧表面推进方向看,属于二维药柱。

(3) 端、侧面同时燃烧

一般为内侧面加端面同时燃烧(属三维药柱),保持了内侧燃烧的优点。药柱内侧面可有不同形状,如图 6-12(c)所示。这种燃烧方式的药柱常用于大型发动机。目前大型固体火箭发动机的装药量可达数十吨至数百吨。为了解决浇注和运输的矛盾,发动机的壳体可采用分段浇注法:沿发动机长度分成几段,固化成型后组装。其药柱的分段截面形状,可根据需要而不同。



(a) 端燃(一维); (b) 侧燃(二维); (c) 端、侧燃(三维)

图 6-12 各种典型药柱形状

6.5 固—液混合火箭发动机

固液混合火箭发动机简称“混合火箭发动机”,是使用固体组元和液体组元组合推进剂的火箭发动机。图 6-13 为一种典型挤压式混合火箭发动机的示意图。

发动机启动时,高压气瓶1中的高压气通过减压器2降低至所需的压强进入氧化剂贮箱3;受挤压的液体组元经活门4进入燃烧室,经喷注器5形成雾化射流和液滴,喷入药柱(燃烧剂)6的内孔通道;药柱点燃后,内孔表面生成的可燃气与通道内的液体氧化剂组元射流互相混合并燃烧。与液体火箭发动机一样,也可以用泵式输送系统。

1. 固—液组合推进剂

固液组合推进剂多采用固体燃烧剂和液体氧化剂,因为液体氧化剂的密度比液体燃烧剂大,用这种组合方案可以提高推进剂的平均密度比冲;再有,固体氧化剂都是粉末,要制成一定形状并具有一定机械强度的药柱比较困难。固体燃烧剂一般都选用贫氧固体推进剂而避免使用纯燃烧剂,这样有利于工艺成型并有利于点火和燃烧。

2. 混合火箭发动机的工作原理

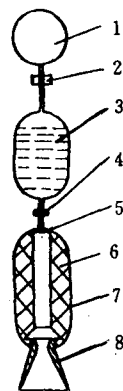
固体组元药柱装填在燃烧室内,要求有一定的气化表面积,以便受热后气化和液体组元混合、燃烧。这和固体火箭推进剂装药的燃烧不同;固体推进剂内同时包含氧化剂和燃烧剂,因此燃烧在固态就开始进行,燃烧反应在贴近药柱表面的气体层内就完成了。而混合发动机内,固体组元只含有燃烧剂(或氧化剂),因此没有固相反应;燃烧过程首先由燃烧区放出的热量使药柱内通道表面加温,随后开始气化;气化产物在通道内与液体组元的蒸气互相混合才进入燃烧反应。所以固体组元药柱并不是燃烧而是气化。由于固体组元气化的速度一般都很低($1\sim 5\text{mm/s}$),所以为满足一定流率的要求,气化面积要大;而药柱肉厚不一定很大。因此药柱形设计上不同于一般固体火箭发动机,要求大燃面、薄肉厚。为了使气化表面上的气体组元与液体组元蒸气混合均匀、燃烧完全,经常在燃烧室内装扰流器。图6-14为一种分段式药柱中间设置扰流器的方案。

另外,固体组元的气化速度与沿其气化表面的燃气流量有关,即与液体组元的流量有关。要改变液体组元流量调节发动机推力时,同时应该改变固体组元的耗量。如果液体组元仅从头部供入,对两种组元之比(固液比)无法控制,会使混合比偏离最佳值。因此有两区供入液体组元的方案,如图6-15。此方案易于控制流过固体组元表面的燃气流量;并能保持最佳要求的固—液混合比。

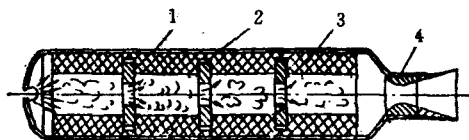
3. 固—液混合火箭发动机的特点

其主要性能优于固体火箭发动机或液体火箭发动机。如:

(1) 混合推进剂的性能较好。比冲与液体推进剂相近(比固体推进剂高得多),而平均



1—高压气瓶;2—减压器;
3—氧化剂贮箱;4—活门;
5—喷注器;6—固体燃烧剂;
7—燃烧室; 8—喷管
图 6-13 挤压式混合火箭
发动机示意图



1—壳体; 2—紊流环;
3—药柱; 4—喷管喉衬
图 6-14 带分段药柱的固—液混
合火箭发动机燃烧室

密度则比液体推进剂高。

(2) 结构上比固体火箭发动机多了一个喷注器组合构件,但可以利用液体组元(一般为氧化剂)冷却喷管和燃烧室。总体结构仍比液体火箭发动机简单。

(3) 可以较方便地实现多次起动、关车和调节推力,只需关闭或调节液体组元的流量。

绝大多数固-液推进剂组合不自燃,一般化学点火方式起动最为方便和可靠,即起动时向燃烧室内喷注少量与液体氧化剂能自燃的液体燃料进行点火。

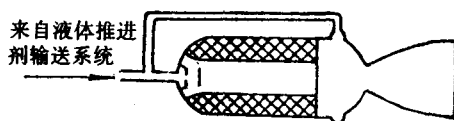


图 6-15 液体组元由燃烧室头部和药柱后空腔两区供入的方案

6.6 辅助推进

为了对航天器实施有效的轨道控制或进行轨道调整及姿态控制,在航天器上一般均要设置小推力的辅助推进装置。它们通常分为下述类型:冷气射流(也称为惰性气体射流)、热气射流、单组元肼分解发动机或双组元可贮存推进剂小型姿控发动机。当然,还可采用固体火箭发动机以及电推进。

6.6.1 冷气射流

冷气射流推进系统由可控挤压气源和喷管组成。常用的气体则有氮气、氩气、氟里昂或甲烷等。其典型的系统如图 6-16 所示。

在选择气体推进剂组分时,一方面,主要考虑其贮存的方便,同时又考虑与航天器的其他工作面的相容性;如排气羽流撞击对敏感表面、太阳能电池、传感器、探测器的影响。

冷气系统典型的比冲值为 $65 \sim 75 \text{ s}$ 。

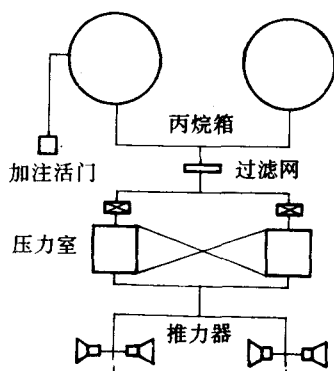


图 6-16 冷气喷射推进系统

6.6.2 单组元肼分解推进系统

目前在航天器姿态和轨道控制最广泛使用的就是这种肼分解推进系统。它具有良好的处理性能,在常规的贮存条件下相当稳定,分解产物清洁,这些优点使得肼成为目前单组元发动机的标准推进剂,简单的结构如图 6-17 所示。

其工作原理为液态肼经活门、喷注器,以雾状形式进入推力室。它们与铺有表面浸透钪的氧化铝载体的催化剂床接触,发生放热反应,使液肼蒸发,然后灼热的肼蒸气离开催化床。肼的温度提高到某一温度以后,肼的分解速度很高,化学反应足以靠自身放热来维持。最终肼分解产物通过喷管产生推力。

在这种肼分解发动机中,重要的问题是催化剂消耗和催化剂中毒的问题。催化剂的消耗指的是由于催化球体运动和摩擦导致非常小的颗粒损失掉了。肼所含有的微量杂质(如

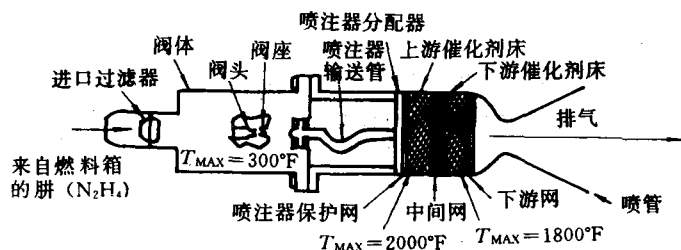


图 6-17 典型的肼分解发动机

苯胺、甲基肼、偏二甲肼、硫、锌、钠和铁等)会使催化剂中毒,也会降低催化剂的活性。这种催化剂的退化都会产生点火延迟,压力过载和压力脉冲,使比冲降低。在姿态控制发动机里的每个脉冲其冲量都要降低一点,其原因就在于此。

6.6.3 双组元可贮存推进剂的小推力液体火箭发动机

由于 N_2O_4/MMH 推进剂组合的小推力液体火箭发动机具有较高的性能,其比冲可以高达 300s,所以,可以大大降低航天器推进剂质量,这对有严格的质量要求的航天器而言,双组元小推力发动机显然是十分吸引人的。其工作原理已在 6.3 节中讲过,但应当指出,由于这种小推力发动机的工作方式、工作环境、推进剂流量少等特点,也导致了这种小推力发动机系统方案配置及冷却方式具有明显的特点,从而使得已经形成一个专门的液体火箭发动机类型,引起人们的广泛注意与研究。总起来说,这种类型的火箭发动机有下列特点:

- (1) 绝大多数采用挤压式供应系统。这有利于多次起动和脉冲工作方式。
- (2) 经常将轨控发动机和姿控发动机(由若干推力室组成)共同统一在一个供应系统中。其典型例子如图 6-18 所示。
- (3) 由于推进剂流量小,所以这种发动机推力室的冷却主要采用下列方法。
 - ① 烧蚀冷却;
 - ② 辐射冷却;
 - ③ 具有辐射冷却喷管裙段的烧蚀冷却;
 - ④ 烧蚀冷却并有薄膜冷却。

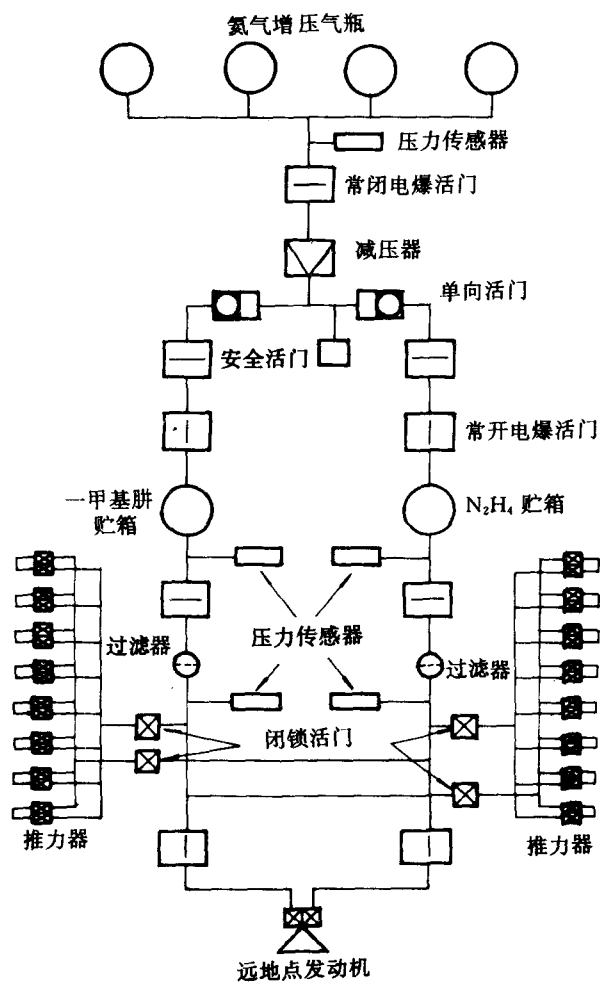


图 6—18 典型的双组元推进系统

第七章 火箭控制系统

要使航天器按预定目标按时准确进入预定轨道,必然要求运载火箭克服各种干扰因素,同时按预定的轨道或预定的飞行状态飞行,而这一切离不开控制系统的作用,正是由于控制系统的作用,导弹能够以较高精度打击目标,运载火箭则把航天器送入精确轨道。

7.1 控制系统的功能和组成

控制系统是运载火箭的重要组成部分,是飞行器运动的“指挥中枢”。在运载火箭发射和飞行过程中,控制系统的主要任务是:控制它们按预定的轨迹飞行,使有效载荷精确入轨;对运载火箭实行姿态控制(简称姿控),以保证在各种干扰条件下稳定飞行;控制飞行过程各分系统工作状态变化和信息传递;发射前对运载火箭进行检查测试,并实施发射控制(简称发控)。控制系统的箭上部分,通常称为飞行控制系统,地面部分通常称为测试发控系统。

控制系统通常包括制导系统、姿态控制系统、程序指令和电源配电系统与测试发控系统。制导系统是控制运载火箭的质心运动使其按预定的弹道飞行,并确保卫星、飞船等航天器能准确入轨。姿态控制系统是控制运载火箭绕质心的运动和飞行器的运动姿态。程序时令和电源配电系统除完成控制仪器设备的供电配电之外,还按飞行的工作程序发出时序指令,控制工作状态的变化。测试发控系统除检查控制系统的参数性能之外,还对箭体、发动机系统的电气部分进行检查。运载火箭的发射是通过测试发控系统完成的。

控制系统是一个复杂的综合系统,各分系统的功能虽然各有分工,但对运载火箭的控制过程是一个完整的整体。图 7-1 给出了飞行控制系统硬设备框图。控制系统的箭上部分由测量仪表、中间装置、执行机构和电源配电装置组成,地面部分由测量和发控两大部分组成。

作为惯性制导的测量仪表主要应用惯性仪表测量箭体的运动参数,而复合制导则可应用诸如星光敏感器、图像匹配器、无线电测距设备和定位定向接收机等多种测量设备。

中间装置根据测量的箭体运动参数进行计算和综合处理,随后发出控制指令控制执行机构工作,通过推力矢量的变化控制箭体的姿态和运动轨迹,通过电磁阀门的开闭和电爆元件的工作控制发动机点火和关闭以及级间分离等。中间装置可以采用连续量和数字量两种控制方式。连续量控制的中间装置的制导和姿态控制的信号处理与计算工作一般是分开进行的,采用两套设备,如综合放大器(姿控)和计算装置(制导)。采用数字量控制以后,只用箭上计算机就可以综合处理制导和姿态控制的各种数据,分别提供各种控制指令。

姿控系统的执行机构是舵机、摇摆发动机和姿控喷管,制导系统的执行元件是电磁阀

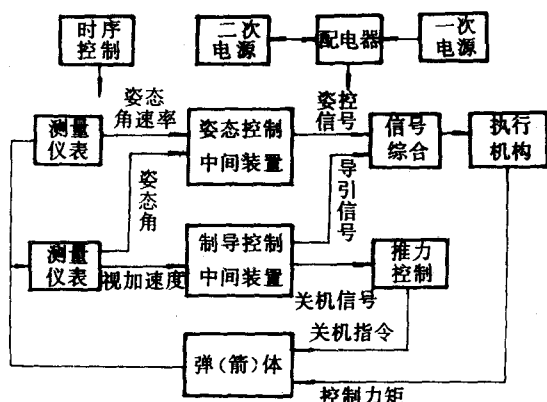


图 7-1 控制系统结构框图

门和电爆器件。

测试发控系统是人 和运载火箭发射前人机对话的主要接口,通过箭地通讯可以掌握箭上设备的工作情况和各种参数,并可将飞行参数向箭上设备装订,最后控制运载火箭的发射。

7.2 制导系统

运载火箭制导系统的主要任务就是控制飞行精度,使有效载荷准确地进入预定的轨道。

运载火箭在实际飞行过程会受到各种干扰的作用。这些干扰包括发动机特性、大气状态、飞程序、箭体结构等偏离设计计算条件而导致各种外部干扰,以及由运载火箭内部的各种仪表、陀螺平台和瞄准装置等仪器设备的工艺制造和安装误差所引起的内部干扰。这些内外干扰的综合作用造成飞行中的运载火箭偏离预定的标准轨道。因此,必须对飞行中的运载火箭进行制导,即利用导航参数按给定的制导律,操纵推力矢量来控制运载火箭质心运动,达到期望的终端条件,准确关机,以保证空间有效载荷准确进入轨道目标区。

一般,运载火箭的制导系统由测量装置和制导计算装置(制导计算机)组成,它的基本功用如下:

- (1) 测量运载火箭的位置和速度;
- (2) 计算运载火箭的位置和速度信息,以判断它是否在理想轨道上;
- (3) 产生修正偏差的法向导引和横向导引信号;
- (4) 根据导航信息计算关机控制函数,并在适当的时机发出关机指令。

根据制导任务的需要,关机控制函数(有时也称为控制泛函)有多种形式,例如有以射程偏差 $\Delta L = 0$ 作为关机控制函数的,也有以“需要速度”作为关机控制函数的,还可以空间有效载荷(航天器)的运行周期作为关机控制函数,这里我们只是简单介绍以射程偏差 $\Delta L = 0$ 为关机控制函数的情况。

由弹道学可以知道,实际弹道导弹射程公式比较复杂,取决于主动段关机点参数,一般的表达式为

$$L = \mathcal{L}[V(t_K), \alpha(t_K), t_K] \quad (7-1)$$

式中: t_K —— 关机时刻;

V —— 关机时刻速度,惯性坐标系中为三个分量;

α —— 关机时刻位置,惯性坐标系中为三个分量。

射程公式实际涉及 7 个变量 ($V_x, V_y, V_z, X, Y, Z, t$), 这些变量是实际飞行的真速度、真位置。如果在发射之前设计出标准弹道,并计算出标准速度,标准位置和标准关机时间,那么标准射程可以表示为

$$\bar{L} = \mathcal{L}[\bar{V}(\bar{t}_K), \bar{\alpha}(\bar{t}_K), \bar{t}_K] \quad (7-2)$$

导弹在飞行过程中,受到各种干扰的作用,实际射程与标准射程会产生偏差

$$\Delta L = L - \bar{L} \quad (7-3)$$

射程控制的目的是设法实现 $\Delta L = 0$ 。当 $\Delta L = 0$ 时,发出最后关机指令,结束主动段,进入中段飞行。

在工程上实现公式(7-3)并不容易,这要在导弹飞行过程中不断测量、计算导弹的速度、位置,求出射程 L 并与标准射程 $\bar{L}$ 相比较。整个过程计算量较大,计算精度要求也较高,对计算机的速度、字长和存贮量都有较高的要求。这种制导方式称为显式制导。实际上弹道式导弹主动段都有固定的飞程序,飞行轨道是事先设计好的,而实际飞行轨道与标准轨道的偏离又不会太大,没有必要整个飞行过程中一直进行式(7-1)~(7-3)的计算,只需在关机点前进行这种计算就能满足要求。这就是所谓摄动制导,它大大减轻了对计算机的要求。这种摄动制导又称为小偏差条件下的线性化方法。显然,其前提是必须保证实际弹道与标准弹道之间(特别是主动段)的偏差很小,这样才能得到在关机点弹道参数和标准关机参数间的偏差也很小。为此,一方面标准弹道的选取应尽可能符合实际,另一方面则要在关机前的主动段内对火箭实施横向和法向的引导,下面就简单叙述一下横向引导的概念。

运载火箭实际飞行中在干扰作用下会偏离射面或在射面内偏离预定轨道。为保证运载火箭飞行轨道横向偏差小于容许值,需采用横向控制将运载火箭导引回射面内。为此,以运动参数组成横向控制函数,形成横向导引指令,通过推力矢量控制构成闭环反馈横向控制系统,导引运载火箭质心横向运动。

这时可采用横向偏差 ΔH 作为横向控制函数。其横向偏差式如下所述。

如令 ΔH 作为横向偏差,那么

$$\Delta H(t) = H[V(t), \alpha(t), t] - \bar{H}[\bar{V}(\bar{t}_K), \bar{\alpha}(\bar{t}_K), \bar{t}_K] \quad (7-4)$$

式中: $V(t), \alpha(t)$ —— 速度和位置实测值,惯性坐标系中为三个分量;

$\bar{V}(\bar{t}_K), \bar{\alpha}(\bar{t}_K)$ —— 关机时刻的速度和位置,惯性坐标系中为三个分量。

横向控制就是在关机时刻,满足横向控制函数

$$\Delta H(t_K) = 0 \quad (7-5)$$

7.3 姿态控制系统

运载火箭的姿态控制系统是运载火箭上自动稳定和控制火箭绕质心运动的整套装置。它的功能是操纵运载火箭姿态运动,实现飞行程序、执行制导导引要求和克服各种干扰影响,保证姿态角稳定在容许范围内。

实质上姿态控制系统是控制和稳定运载火箭绕质心运动。这种绕质心运动可以分解为绕其三个惯性主轴的角运动,因而姿态控制是三维控制系统,与之对应的有三个基本控制通道,分别对运载火箭的俯仰轴、偏航轴、滚动轴进行控制和稳定(图 7-2)。

三个控制通道组成基本相同,每个通道有敏感姿态运动的测量装置、形成控制信号的中间装置和产生操纵作动的执行机构,三个组成部分与箭体(控制对象)一起构成姿态控制系统闭合回路。三个控制通道之间经过执行机构、气动力、惯性力和控制力相互交连。实际分析表明,正常飞行条件下这种交连并不严重,分析和设计姿态控制回路时可以将三个控制通道视作各自独立的通道。图 7-3 所示为俯仰控制回路的框图。

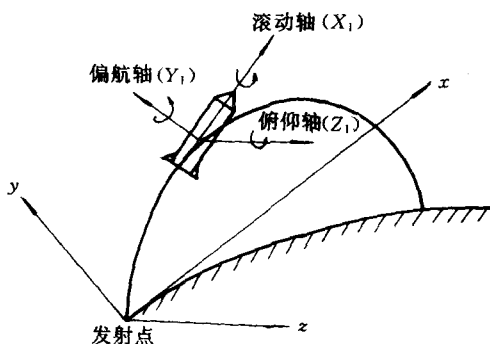


图 7-2 运载火箭绕质心的控制轴

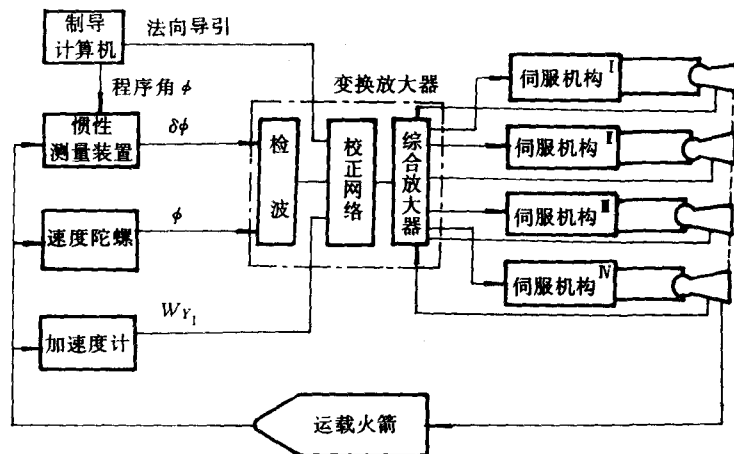


图 7-3 俯仰回路控制框图

三个姿态控制通道的形式基本相似,每个通道的组成与控制过程是:两个两自由度陀螺仪或三轴陀螺稳定平台测量火箭姿态角(也可以用速率陀螺仪量测值经导航计算给出姿态角),针对运载火箭弹性振动的姿态稳定而采用的速率陀螺和主要为控制气动载荷引

起的发动机摆角大而采用的法(横)向加速度计,分别装在箭上合适的位置,这些测量元件测量的信号送入中间装置——变换放大器,经信号综合、校正和变换形成操纵信号,操纵伺服机构摆动发动机产生控制力,进行运载火箭姿态控制及其稳定。

产生控制力的方式有气体动力和推力矢量控制。常用的气体动力型执行机构是燃气舵、反作用喷管。推力矢量控制是改变发动机推力方向从而产生主推力侧向分量作为控制力,一般采用摇摆发动机或在发动机燃烧室喷射燃烧介质来改变燃气喷射方向。

伺服机构是摇摆发动机的作动装置,由伺服作动器和油源组件两大部分组成。油源组件为伺服作动器提供动力源,伺服作动器将油源组件的液压力转化为摆动发动机的机械力。伺服机构接受来自变换放大器的姿态控制和姿态稳定的电信号,经其内部将电信号转换为成比例的液压力来控制作动器运动,从而推动发动机偏摆。

控制回路中的测量装置、执行机构、制造比较复杂,这些装置的方案一经确定,则结构和技术特性一般就已确定,不易改动。而控制对象的运载火箭的结构也很复杂,很难为改善控制特性而改动。所以,为满足和改善姿态控制系统特性,保证稳定性需要改变控制回路参数时,往往只有变动变换放大器中的放大系数和校正网络参数、飞行稳定的动、静态控制参数。

大型液体运载火箭长细比较大,故姿态控制除考虑刚体运动外,还需考虑箭体的弹性振动问题。此外,贮箱推进剂的晃动问题也是姿控系统必须考虑的重要因素。进一步,大型液体火箭除存在贮箱推进剂晃动外,还存在纵向耦合振动效应——推进剂输送管路与运载火箭结构频率共振而产生的纵向脉动力。推进剂晃动惯性力和纵向耦合振动的脉动力通过发动机推力矢量控制可能形成正反馈而导致系统不稳定。所有这些都给姿态控制系统提出了极高的要求。

7.4 控制系统设备的工作原理

控制系统的设备主要由惯性仪表、中间装置、执行装置组成,现分别简述如下。

7.4.1 惯性仪表

惯性仪表是运载火箭制导和姿态控制的重要设备,用来测量运载火箭在一定坐标系中的运动参数。惯性仪表主要包括测量姿态角的位置陀螺仪,测量角速率的速率陀螺仪,测量加速度的加速度表,以及综合测量各种运动参数的陀螺稳定平台和惯性测量组合等。以下分别介绍几种主要惯性仪表的工作原理。

1. 陀螺仪

这里所介绍的陀螺仪通常称为位置陀螺,用来测量姿态角。陀螺仪的中心部分是一个带有万向框架的电动机,也叫陀螺马达。当马达高速旋转时,依据定轴性原理,马达转子轴的惯性方位保持不变。图 7-4 给出了二自由度陀螺仪的结构简图,A、B 是马达的转动轴,由 A、B 两处轴承支撑。A、B 两个轴承安装在内环框架上,而内环框架又靠 C、D 两个轴承支撑。C、D 两个轴承安装在外环框架上。外环框架靠 E、F 两个轴承支撑,与壳体固联。由于陀螺马达轴方位不变,当内环绕内环轴转动,外环绕外环轴转动时,都可以改变

转子轴相对于基座的方位,而且有两个自由度。

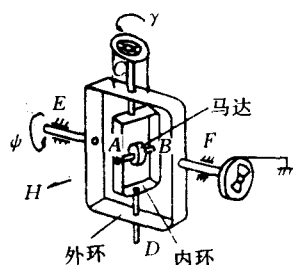


图 7-4 二自由度陀螺仪结构原理图

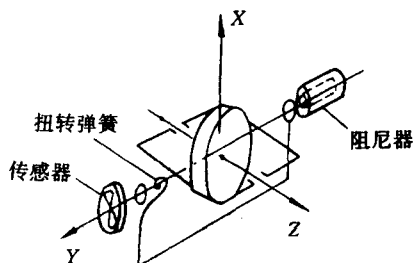


图 7-5 速率陀螺仪结构示意图

下面简要介绍位置陀螺测量姿态角的原理。陀螺的 H 矢量与弹体轴 OZ_1 同向。在陀螺仪的内环和外环都安装了传感器。传感器由定子和转子组成,当定子和转子均在零位时输出为零。输出信号和极性与定子和转子之间角度成比例关系。安装在内环上的传感器其转子与内环固联,定子与外环固联。安装在外环上的传感器转子与外环固联,而其定子与壳体固联。当弹体受到绕 OX_1 轴力矩作用时,安装在内环上传感器的转子位置不变,定子随外环轴转动,此时定子和转子之间的差角即为滚动角 γ 。当弹体受到绕 OY_1 轴力矩作用时,外环上的传感器定子与壳体固联,而转子因陀螺的定轴性,方位不变,此时定子和转子间的差角即为偏航角 ψ 。

2. 速率陀螺仪

速率陀螺仪用于测量运载火箭姿态角的变化速率。由于它体积小,质量小,安装方便等因素,多用于姿控系统克服弹性振型的影响。

图 7-5 说明速率陀螺的主体是一个高速旋转的陀螺马达,由单框架支撑。陀螺的传感器绕组与箭体固联,而电刷随框架转动。在速率陀螺仪的框架上还附加了扭转弹簧和阻尼器。当火箭带动陀螺仪基座绕 OX 轴有转动角速率时,通过内环轴的支撑给陀螺仪一力矩,使陀螺仪绕内环轴 OY 进动,出现转角,而扭转弹簧又产生力矩与之平衡。同时由角度传感器输出与转角成比例的电信号,也与沿 OX 轴的角速率成比例。

3. 加速度表

加速度表是惯导系统的重要测量仪表,用于测量飞行器相对于惯性空间的线加速度。根据坐标系的安排,有测量纵向(OX_1 轴)加速度的纵向表,测量法向(OY_1 轴)加速度的法向表,测量横向(OZ_1 轴)加速度的横向表。其中纵向加速度表是实现速度关机的主要依据,其精度直接影响制导误差,要求较高。加速度表的种类很多,有陀螺加速度表、摆式加速度表、振动加速度表、石英加速度表等。陀螺加速度表精度高,一般选作纵向表,法向表和横向表可选用体积小、质量小和精度差一些的仪表。这里仅介绍陀螺加速度表和摆式加速度表的工作原理。

图 7-6 给出了陀螺加速度表结构简图,它由陀螺摆、微动同步器、力矩马达和传感器组成。

陀螺摆是一个不平衡的二自由度陀螺,通称为偏心陀螺。其内环组件的质心在动量 H 方向上,但偏离内环轴一定的距离(l_1),同时也偏离外环轴。当陀螺马达高速旋转时产生

动量矩 H ，根据陀螺的进动特性，陀螺摆在惯性力的作用下陀螺框架会绕外环轴进动，进动方向依右手法则确定，进动角速度 ω 由下式确定

$$\left. \begin{aligned} \omega &= \frac{M_{\text{惯}}}{H} \\ M_{\text{惯}} &= ml_1 W_{x_1} \end{aligned} \right\} \quad (7-6)$$

式中： H —— 陀螺转子动量矩；

$M_{\text{惯}}$ —— 作用在内环轴上的惯性力矩；

m —— 内环组件偏心质量；

l_1 —— 偏心距离；

W_{x_1} —— OX_1 加速度。

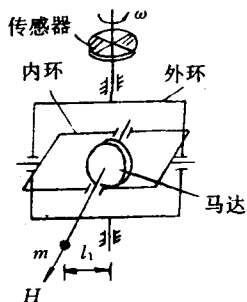


图 7-6 陀螺加速度结构原理图

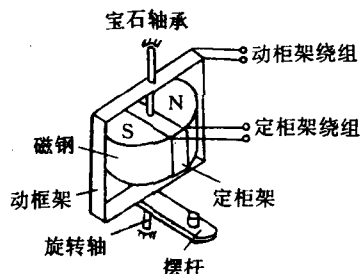


图 7-7 摆式加速度表结构简图

当陀螺结构、马达转速确定之后，动量矩 H 是一个定值，这样陀螺摆进动角速度 ω 即与加速度 W_{x_1} 成正比。 ω 的量值以电信号输出。

摆式加速度表是按另外的原理设计的（见图 7-7），它由测量摆、力矩产生器和信号传感器组成。测量摆和信号传感器的动框架绕组固联在一起，而定框架绕组在一块磁钢上。这样，动框架绕组和定框架绕组就构成了一个旋转变压器式的角度传感器。当无加速度作用时，动框架绕组与定框架绕组互相垂直，无信号输出。当有加速度作用时，由于测量摆的质量带动动框架产生转角 α ，这就在定框架绕组产生与 α 成比例的电流信号。该电流信号经放大、相敏整流又反馈到动框架绕组，维持惯性力与电磁力的平衡。这时反馈电流与加速度大小成比例，实现了加速度测量。

上述过程可用以下简单公式表示

$$i = \frac{ml}{K_m} W \quad (7-7)$$

式中： i —— 输出电流；

m —— 偏心质量；

l —— 偏心矩；

K_m —— 力矩马达传递系数；

W —— 加速度。

4. 陀螺稳定平台

陀螺稳定平台广泛应用于惯导系统中，可分为单轴平台、双轴平台、三轴平台和四轴

平台。这里仅介绍三轴陀螺稳定平台的工作原理。

三轴陀螺稳定平台又称为三框架平台,可以提供相对惯性坐标系不变的常平架,直接提供惯性坐标系的运动参数。图 7-8 给出了三轴陀螺稳定平台的结构原理示意图,它由平台台体、外环、内环和安装在台体上的三个陀螺仪(G_X 、 G_Y 、 G_Z)、三个加速度表(A_X 、 A_Y 、 A_Z)组成。陀螺仪及伺服回路控制平台保持惯性基准。三个陀螺按其敏感轴的方向相互垂直安装,并分别对准平台坐标 $OX_P Y_P Z_P$ 的三个轴。三个加速度表也按其敏感轴的方向相互垂直安装,并对准 $OX_P Y_P Z_P$ 的三个轴。平台是加速度表的载体,平台除为其提供惯性坐标系之外,还为其提供了一个隔离角运动的工作环境。

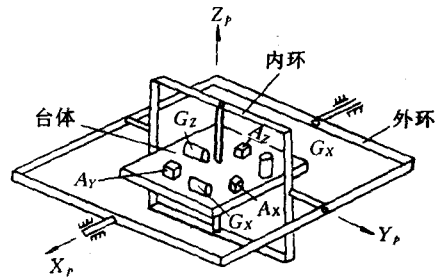


图 7-8 三轴陀螺稳定平台结构原理图

三轴陀螺稳定平台是由三个单轴陀螺稳定平台组成的系统。单轴系统包括陀螺仪、信号传感器、变换放大器和力矩马达。平台在工作过程中,由于干扰力矩的作用,陀螺会产生漂移,传感器将漂移信号输出,经变换放大送至台体轴的力矩马达,产生与干扰力矩相反的控制力矩,当二者平衡时就使平台稳定在所需要的惯性方位。三轴平台的三套稳定系统工作原理相同,力矩马达分别装在台体轴、内环轴和外环轴上,以控制台体、内环、外环的惯性方位。

使用平台系统后,箭体姿态角分别由安装在台体轴、内环轴、外环轴上的传感器来测量,但这些测量数据要根据平台框架的安装取向经必要的变换才能获得。

如果平台的外环轴与偏航或滚动轴方向一致,这个变换最简单,即

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \beta_z \\ \psi &= \beta_x \\ \gamma &= \beta_y \end{aligned} \right\} \quad (7-8)$$

如果外环轴与俯仰轴方向一致,则

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \beta_z + 90^\circ \\ \psi &= -\beta_x \cos \beta_z - \beta_y \sin \beta_z \\ \gamma &= -\beta_x \sin \beta_z + \beta_y \cos \beta_z \end{aligned} \right\} \quad (7-9)$$

式中: φ 、 ψ 、 γ ——火箭的俯仰、偏航、滚动角;

β_x 、 β_y 、 β_z ——平台的内环轴、台体轴、外环轴转角。

7.4.2 中间装置

如果说惯性仪表是控制系统的信息采集装置,那么中间装置就可以称为信息处理装置。中间装置根据惯性仪表测量的加速度、姿态角、角速率等箭体运动参数,按照制导方程和姿态控制规律进行计算和综合,形成关闭发动机,发动机矢量控制,安全自毁等控制指令,控制全系统的工作。中间装置是控制系统的核心部分,制导、姿控的控制规律均由中间装置编排,其性能对控制系统起着重要作用。我们只介绍变换放大器、计算装置和箭载计

算机的工作原理。

1. 变换放大器

变换放大器是姿态控制系统的中间装置,由校正网络和综合放大器组成。校正网络接收惯性仪表测量的箭体运动参数,按照刚性、弹性和液体推进剂晃动要求,根据姿态控制的稳定性设计,组成具有规定动态特性的电气网络。综合放大器则根据执行机构的工作方式和系统静态放大系数的要求,产生控制指令,控制姿态控制系统的工作。

图 7-9 给出了变换放大器的原理框图,输入是 6 路箭体运动参数,其中有 3 个姿态角信号,2 个角速率信号和 1 个横向加速度信号。位置陀螺测量的俯仰、偏航、滚动姿态角信号 $u_{\Delta\varphi}$ 、 u_{ψ} 、 u_{γ} 是交流信号,经放大和相敏整流后送入校正网络,然后再经综合放大送入执行机构的控制绕组。信号 $u_{\Delta\varphi}$ 控制 II、IV 舵机,信号 u_{ψ} 控制 I、III 舵机,信号 u_{γ} 控制 I、II、III、IV 舵机。速率陀螺仪测量的角速率信号是直流信号,直接经校正网络、综合放大后控制舵机。俯仰角速率 $u_{\Delta\dot{\varphi}}$ 控制 II、IV,偏航角速率 $u_{\dot{\psi}}$ 控制 I、III。横向加速度信号是控制横向导引用的,可直接经综合放大器控制 I、III 舵机。6 路控制信号均在综合放大器内进行综合,综合就是协调 6 路输入对 4 路输出的控制指令,最后产生控制 I、II、III、IV 舵机的 4 路输出指令。

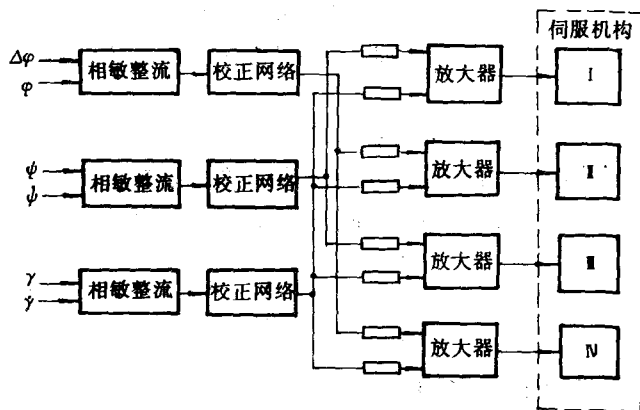


图 7-9 变换放大器原理框图

校正网络可以用无源网络和有源网络。无源网络是用电阻、电容和电感等元件组成的四端网络。虽然它结构简单,但由于体积和衰减都比较大,现已很少使用。有源网络是由运算放大器和 RC 网络组成的,一般不使用电感元件,因而体积小,衰减也小,被广泛选用。图 7-10 给出了无源和有源网络的结构示意图。

2. 计算装置

计算装置是制导系统的中间装置,它根据惯性仪表测量的加速度和其它用于补偿的信号,按关机方程进行解算,准确地发出关机指令,控制卫星的入轨精度。计算装置有模拟式、数字式,也有模拟/数字混合方式。这里仅介绍模拟/数字混合式计算装置的工作原理。

计算装置必须具备变系数、乘法、积分和加法运算功能。一般说来,模拟电路实现变系

数和乘法运算比较简单,而数字电路实现积分和加法运算比较简单,这样就可以选择一种简化的方法用混合方式实现运算。图 7-11 给出了模拟/数字混合计算装置的原理框图。图中各部分的输入和输出信号按不同要求进行模/数、数/模变换。关机特征量在发射前存入指令存储器中,当可逆计数器测量的关机数据等于该特征量时即发出关机指令。

3. 箭载计算机

箭载计算机是一种专用数字计算机,可作为姿控系统和制导系统共用的中间装置,由计算机硬件和飞行软件组成。硬件主要分为中央处理器和专用的输入输出接口两大部分,软件包括姿态控制、制导、安全控制、时序控制、测试和遥测等主要模块。用于姿态控制的校正网络、制导和导引方程、工作过程控制均由软件编排来实现。硬件要保证足够的运算速度和精度,内存容量,与外部仪器联系的接口等必要条件。

图 7-12 给出了箭载计算机的结构框图。中央处理器由运算器、控制器和内存贮器构成。输入输出接口包括与惯性仪表联接的输入接口,与执行机构联接的输出接口,以及箭地通讯接口、遥测接口等。输入接口包括姿态角、角速度、加速度及时标信号等;输出接口包括关机指令、矢量控制指令、时序指令及安全自毁指令;箭地通讯接口是双向指令交换接口,地面测试发控设备向箭上装订数据,箭上控制设备向地面发送工作状态和各种参数都是靠这个接口实现的。

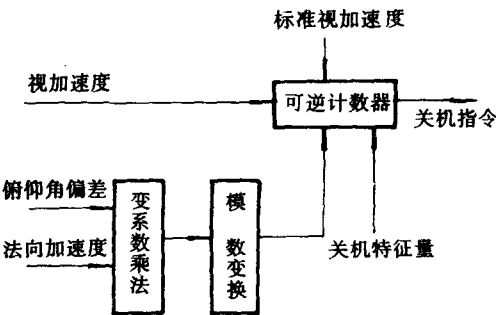


图 7-11 模/数混合计算装置原理框图

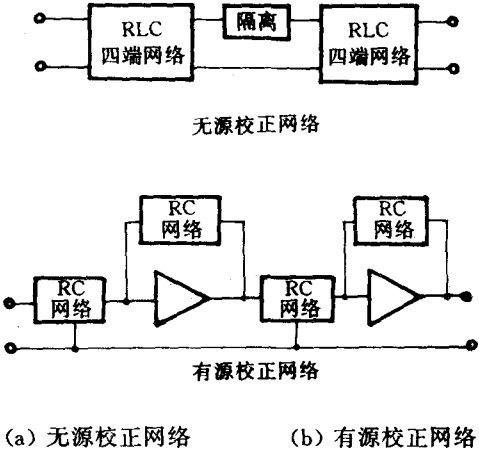


图 7-10 校正网络结构示意图

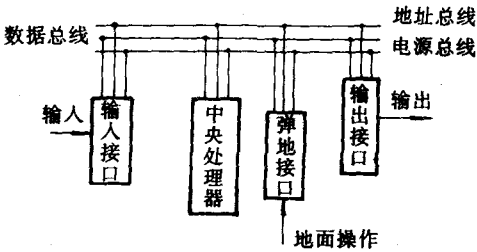


图 7-12 箭载计算机原理框图

在箭载专用计算机中,制导方程和数字校正网络的运算工作一般采用分时制来实现,即按运算精度要求安排规定的时间作为运算周期,在每个运算周期内又按时间次序安排各分系统的运算工作。姿态控制要求实时性较高,在每一小周期内就要完成一次运算;而制导控制实时性要求低一些,可以安排在一个大周期内完成一次运算。大周期和小周期的

时间长度依控制系统的总技术要求而定。飞行控制软件包括姿态控制、制导、安全控制、工作过程控制等内容,软件设计依据姿态控制方程、制导方程,安全控制判定要求,飞行程序和工作过程设计等内容编排。为了使软件设计灵活且易于修改,一般均采用模块化的方法。

7.4.3 执行机构

执行机构是控制系统和其它系统连接的输出装置,是控制系统的末级,一般都需要较大的功率。为了取得较大的输出功率和体积比,执行机构多采用电磁、电动液压和化学方式把电控制信号进行一次功率放大,使之变成其它形式的控制能量。广义地说,控制舵机和摇摆发动机运动的伺服机构,控制姿控喷管开启和关闭的电磁阀门,发动机点火、关机以及级间分离用的爆炸螺栓和电爆元件等,都是控制系统的执行机构。下面主要介绍控制摇摆发动机运动的伺服机构。

图 7-13 给出了伺服机构的结构示意图和工作原理图。由图可知,伺服机构是由油泵组件、油源组件和伺服作动器组成。油泵组件为液压系统提供高压油,由油泵和驱动源组成。驱动源是带动油泵转动的动力源,有的用发动机涡轮泵,有的用电动机。油源组件由油滤、蓄压器和油箱组成。油滤可以除去油中的杂质以防止油路堵死,蓄压器贮存高压油以补充高速输出时油泵供油不足。伺服作动器由力矩器、伺服阀、作动筒和反馈传感器组成,它把油压变成机械力以控制发动机摆动。反馈传感器是为了提高伺服机构的动态性能设置的,可用机械反馈和电气反馈。

伺服机构工作时应先启动油泵,给油源组件贮存高压油,当力矩器接收到电控信号时,喷嘴的挡板阀向左或是向右运动,分油口控制高压油,使作动筒活塞两边的油压发生变化,高压油的压差使作动杆产生向左或向右的运动,实现对发动机的摆动控制。

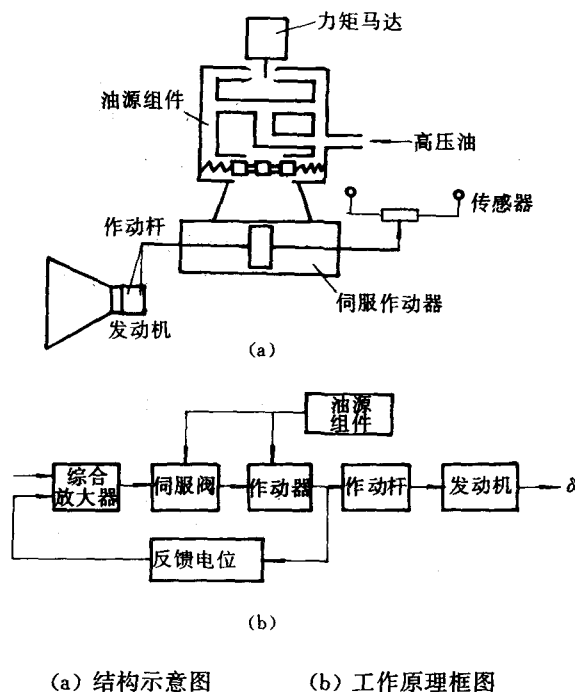


图 7-13 伺服机构原理示意图

第八章 运载火箭的箭体结构

运载火箭(简称火箭)结构是火箭的重要组成部分,其功用是把箭上各分系统,如有效载荷、控制系统、动力系统和测量系统等连成一个整体,为它们提供可靠工作的环境,并承受地面操作和飞行中的外力,维持良好的气动外形,保持火箭的完整性。

8.1 箭体结构组成和功用

箭体结构一般由有效载荷整流罩、推进剂贮箱、输送系统元件、仪器舱、级间段、发动机架和尾段等几部分组成,见图 8-1。

有效载荷整流罩是有效载荷或末级火箭的包封部件,其功用是在大气层飞行段保护有效载荷。罩的外形随有效载荷的大小、形状和气动特性而定,一般采用锥—柱或锥—柱—锥型硬壳式结构。

推进剂贮箱是贮存推进剂的容器,也是火箭的承力结构。贮箱占火箭体积的大部分。基本结构形式,按形状可分为圆柱形、锥—柱组合形、截锥形、球形、环形和扁豆形等;按受力形式可分为受力和非受力(悬挂)式;按贮箱的相互关系可分为独立式(彼此可通过箱间段相连)和整体(共底)式;按结构特点可分为硬壳式、半硬壳式和网格式等。此外,为了总装对接和布局需要,贮箱前、后两端常带有前、后短壳。

动力系统元件用来给贮箱加注和向发动机供应推进剂,提供增压气体等。主要包括推进剂输送导管、贮箱推进剂出口消旋器、阀门、增压压力容器和供气导管,有时还配一些排气、吹除导管等。输送导管可以穿通贮箱或沿壳段外壁通至发动机。

仪器舱用以安置仪器设备,主要承受轴向载荷和弯矩。通常采用截锥形或圆柱形半硬壳式结构。仪器设备通过舱壁的加劲件或专门支撑件安置在舱内。

级间段是多级火箭级与级之间的连接部件。主要承受轴向力和弯矩。结构形式与分离方式有关,冷分离方式常采用半硬壳式结构;热分离方式可采用杆系结构或开有排气口的半硬壳式结构,以便通畅排出上面级发动机的燃气流。通常,级间段还兼起上面级发动机保护罩的作用。

发动机架是传递发动机推力的承力构件,也是安装发动机及其附件的支承体。基本结构形式是杆系结构或半硬壳式结构。

尾段位于火箭的尾部,是发动机的保护罩,还可作为动力系统导管、阀门等和部分电气系统设备的支承体。如果发射支点设在尾段,在地面发射时,将承受轴向力和侧风引起的弯矩、剪力;在井下发射时,将承受轴向力和外压力。若发射支点在其它部件上,尾段只承受大气飞行中的气动力。为了增加火箭的静稳定度,尾段上有时带有尾翼。上面级发动机保护罩,往往就是级间段,分离时随下面级脱掉。尾段的基本结构形式大多呈多开口半

硬壳式圆筒或截锥形。

8.2 箭体的结构方案与结构形式

箭体的结构方案主要涉及贮箱结构方案、仪器舱结构方案、整流罩结构方案、发动机支持构件方案、串联火箭级间段、捆绑助推器连接构件等结构方案。下面对主要的结构方案给予简明的介绍。

8.2.1 推进剂贮箱结构方案

贮箱按受力形式常分为两类：

承力式贮箱：贮箱壁就是火箭的壳体，除承受内压外，还承受火箭各种飞行载荷；

非承力式贮箱：贮箱壁仅是贮箱的外壳，主要承受内压载荷。由于它悬挂在火箭外壳或其它结构上，故又称“悬挂式贮箱”。

早期 V—2 火箭采用非承力式贮箱。从 20 世纪 50 年代开始，液体火箭广泛采用承力式贮箱。这是因为，火箭壳体上的主要载荷——轴压，可以靠承力式贮箱内部的增压压力全部或绝大部分抵消。而且，承力式贮箱的一层壳壁，肩负了非承力式贮箱箱壁和火箭外壳的两种功能，减小了结构质量，提高了整个火箭的空间利用率。

在现代火箭上，也经常使用非承力式贮箱，当贮箱尺寸远比火箭外直径小时，用悬挂的非承力式贮箱更为合理。如果火箭的第一级采用多管发动机，也可将一种推进剂的贮箱设计成“承力式”，用以传递推力，并以它作为支柱，将另一种推进剂贮箱吊挂起来。被悬挂的贮箱主要承受内压力，是非承力式贮箱。

贮箱在火箭上有一个贮箱布局方式问题，目前液体火箭贮箱布局方式有三种：

串联布局：两个贮箱沿箭轴方向纵向排列，中间以“共底”或“箱间段”连接。前面贮箱的导管（如推进剂输送管等），可以直接或通过隧道管穿过后面的贮箱，也可以沿着火箭壳体外壁引入发动机泵口。

并联布局：为减少火箭总长度，将两种推进剂贮箱沿火箭径向排列并联起来。并联方式有两种：一种是以某种推进剂贮箱作为中央贮箱，而将另一推进剂贮箱作成若干个小直径圆筒形贮箱环绕在它的周围；另一种是将两种推进剂贮箱作成多个直径相近的圆筒，对称地捆绑起来。采用并联布局时，进入发动机的导管无须从另一贮箱中穿过。这种布局常用于大型火箭的第一级和某些多级火箭的末级上。

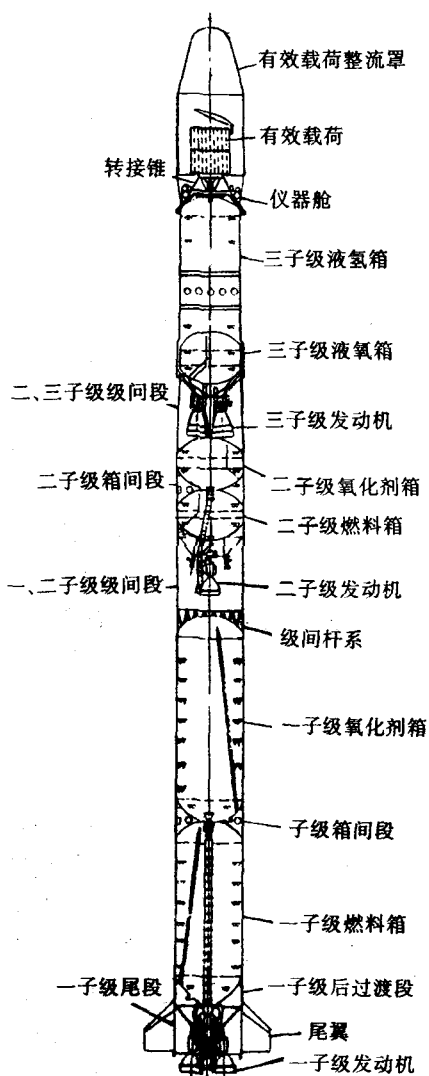


图 8-1 典型运载火箭外形及总体布局

独立悬挂:它将贮箱悬挂在支持结构(构架或另一种推进剂贮箱)上。

贮箱按几何形状可分为圆筒形和非圆筒形两大类。

圆筒形贮箱:由圆柱形筒壁和各种旋转体(椭球、球或其它组合旋转体)为前、后箱底组成的压力容器。

为了缩短火箭的长度和减少结构质量,目前还采用了“共底”、“锥底”贮箱。

“共底”贮箱,就是两种推进剂贮箱公用一个箱底,既可增大充液空间,又能省去一个底及箱间段,从而减少火箭总长度和结构质量。这对多级火箭是很有意义的。

“共底”贮箱的关键问题,是当采用自燃推进剂时,如何防止推进剂渗漏或由于负压造成共底失稳破坏导致爆炸。当采用低温推进剂时,为防止推进剂冻结,共底结构必须作成夹层结构或采取绝热措施。

“锥底”贮箱采用圆锥台作为贮箱后底。锥形薄壳承受轴向力的能力比椭球形薄壳高得多,可以用来支持发动机,并直接承受推力和关机时的冲击力。

非圆筒贮箱:常用的有球形、环形(包括环柱形)贮箱。

8.2.2 仪器舱的结构方案

仪器舱是供安装控制系统、飞行测量系统、安全自毁系统等主要设备的重要部件。

多级火箭通常都用一套飞行控制系统管理各级飞行,因而仪器舱总放置在末级火箭上,位于有效载荷与贮箱之间。除了受气动载荷、气动加热外,工作环境条件较好。

单级火箭的仪器舱,可以置于火箭顶部或中、下部。位于火箭下部,对于更换仪器和操作来说比较方便。但由于下部离发动机近,振动、冲击较大,热环境条件往往也比较严重。

仪器舱可以采用独立舱段和箱间段(即推进剂贮箱箱底之间的舱段)形式。或者,利用火箭顶部整流罩所包容的空间作为仪器舱。

8.2.3 尾段、箱间段、级间段的结构方案

尾段是保护各级发动机的壳段。火箭竖立在发射台上用尾段作支承时,第一级火箭尾段要承受整个火箭的质量及地面风引起的横向载荷。飞行时,上面级火箭的尾段,要作为整个火箭外壳的一部分,承受飞行载荷。

箱间段是两推进剂贮箱之间的连接壳段,受力情况与上面级火箭的尾段相似。

级间段是多级火箭级与级之间的连接壳段。除承受飞行载荷外,还要考虑分离时的特殊载荷。如果是热分离,需要保证不被烧毁和排焰通畅。

8.2.4 串联火箭级间结构方案

串联火箭有冷、热两种分离方式。热分离时,上面级火箭的主发动机在分离前就已点火。级间连接结构解锁后,靠上面级发动机的喷流吹开下面级火箭。这样,级间结构就需要排焰并耐受高温、高速气流的冲刷,环境条件比较恶劣。冷分离时,上面级火箭的主发动机在分离后才点火,级间结构的工作条件好。但分离速度低,失控时间长,两体之间“分离碰撞”问题比热分离时严重。而且,分离后的上面级火箭在点火之前,必须设法使液体推进剂沉底进入发动机。

热分离中常采用杆式结构或开排焰孔的壳段来排焰。杆式构架可以使燃气流顺利地
从杆间排出并能参予火箭总体受力。

另一种方法就是在封闭壳段上开可吹穿的排焰孔结构,使喷流从这些排焰孔排出。

另外,热分离过程中,下面级火箭的前部结构(一般是推进剂贮箱)要承受上面级火箭
发动机喷流的加热和冲刷。喷流在下面级火箭的贮箱外部滞止之后,可以使驻点处的滞止
温度高达 2000°C 以上,压力达到 $100\sim 200\text{kPa}$,作用时间持续数秒钟之久。所以要采用玻
璃钢防热底结构。

8.2.5 箭体的结构形式

众所周知,箭体结构要承受火箭在各种使用条件下的外载荷。因此,在确定箭体结构
时,除了材料选用外,选择合适的结构形式是十分重要的。

推进剂贮箱和所有壳段构成火箭的外壳,它们都是由薄壁结构组成的,即由薄板和加
筋构件组成的结构。薄板有蒙皮、腹板、隔板;加筋件有桁条、梁、肋。薄板与加筋件用铆接、
焊接、胶接等方式连接,以铆接居多。这种金属蒙皮和加筋件组成的加筋壁板既有足够的
局部弯曲刚度,又能参加总体承载。在薄壁结构中,最简单最原始的是硬壳式结构。这种
结构由隔框和蒙皮组成。在多数情况下,隔框只起舱段之间连接作用,作用在箭体上的外
载荷由蒙皮承受。因此蒙皮厚度较大,故称硬壳式结构。

另一种则是半硬壳式结构。它是由薄板和加筋件组成的结构,进一步又可分梁式结
构、桁式结构和网格式结构。梁式半硬壳式结构的主要承力元件是梁,蒙皮承载不大,允许
失稳。桁式半硬壳式结构的主要承力元件是桁条,桁条分布较密,既可提高承受轴向载荷
的能力,又可提高蒙皮的失稳应力。网格式半硬壳式结构的主要承力元件是化学铣切或机
械铣切的网格壁板,网格壁板可铣成正置正交网格和斜置对称方形网格,这种结构的蒙皮
虽不厚但不易失稳。半硬壳式结构的效率比硬壳式结构高得多。目前这种结构在飞机和
火箭上被广泛应用。

为了适应高速飞行对结构力学性能日益增长的要求,出现了将桁条蒙皮、隔框做成一
整体的结构形式,这就是整体壁板结构。整体壁板可以采用挤压、锻造,然后进行化学腐蚀
和机械切削的加工方法来制造。这种结构的骨架粗细和壁板厚薄可根据各处的实际载荷
确定,能充分发挥结构的承载能力。

随着科学技术的发展,又出现了另一种结构——夹层结构。它是一种多层结构,最常
见的是三层结构,两表层板很薄,由高强度、高刚度材料制成;中间层称为夹芯,由超薄的
铝箔或其它材料制造。因夹芯形状不同,分为波纹式夹层结构和蜂窝夹层结构,前者的夹
芯是波纹形状,后者是等六边蜂窝格形状。表层板与夹芯,夹芯本身一般采用胶接连接。夹
层结构抵抗失稳的能力强,弯曲刚度大,表面光滑,气动外形好,耐疲劳。与半硬壳式结构
比较,蜂窝夹层结构可以减小质量约 30% 。但是夹层结构的工艺复杂,设备投资大,费用
昂贵,生产质量不易检验。

8.3 箭体的结构材料

制造现代火箭所用的材料,大都与飞机相同,主要有铝合金、合金钢、钛合金以及新型复合材料和非金属材料。

早期液体火箭的贮箱多采用铝—镁合金,这种合金焊接性能好,但强度较低。随着合金成形和焊接技术的进步,现已广泛采用铝—铜—镁和铝—锌—镁等高强度铝合金。给贮箱增压用的高压气瓶,多使用钛合金。

近十几年来,火箭结构上常用的轻型合金没有出现高性能的新材料,发展趋向仍然是挖潜。材料科学部门重点研制开发铝锂合金、镁锂合金和 β 钛合金。这些材料的比强度高、比刚度高、韧性好。含2%~3%锂的铝锂合金,比纯铝密度低6%~9%,比刚度高19%~30%。很适合于承受轴向压缩载荷的薄壁结构,可减小质量约12%,这是一种可与复合材料、钛合金相竞争的最有希望的铝合金结构材料。它已在X-33可飞行器中获得了应用。

复合材料是火箭和其它飞行器材料发展的主要方向。60年代,碳纤维增强环氧树脂基复合材料开始应用于飞行器上,用全复合材料制造的飞行器开始出现。在火箭结构上,复合材料占的比重日趋增加,有效载荷支撑段、仪器舱、级间段和有效载荷整流罩也都程度不同的采用了复合材料。

例如,美国在“三叉戟”导弹上应用了石墨环氧制造仪器舱壳体、用碳—碳和碳—酚醛制造发动机喷管、用玻璃纤维—酚醛制造整流罩帽、用凯芙拉制造一、二、三级发动机的壳体等,大约65%的主要结构及辅助结构采用了复合材料,大大降低了导弹的结构质量,提高了导弹的性能。

8.4 分离系统

分离系统是火箭的一个重要分系统。它的功用是将火箭飞行过程中已经完成其预定工作,而且在继续飞行中无用的部分分离并抛掉,从而改善火箭质量特性,提高运载能力。

火箭飞行中的分离一般有:多级火箭的级间分离;助推器与火箭分离;有效载荷整流罩与火箭分离;有效载荷(卫星、弹头)与火箭(导弹)分离;冷发射时尾罩与导弹分离等。图8-2为一多级火箭分离的典型示例。

对分离系统的基本要求是:在分离之前要确保两分离体可靠地连接;在分离时,又要确保两分离体可靠地分离,并要保证分离过程中或分离之后,不构成足以影响继续飞行体正常飞行的危害,如过大的振动、冲击、碰撞及环境污染等。

8.4.1 分离系统组成

分离系统按其功能主要由三部分组成,即连接解锁装置,分离冲量装置和火工品引爆装置。

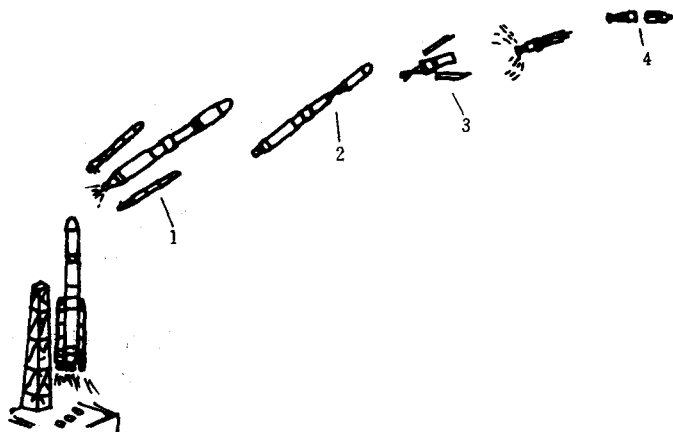


图 8-2 多级火箭分离示意图

一、连接解锁装置

连接解锁装置的功用是在两分离体分离之前将其可靠连接,分离时将其连接构件断开。按其使用状况和要求可有多种类型,但一般常用的有以下几种:

1. 无碎片爆炸螺栓

它多用于多点连接的连接解锁装置。每个爆炸螺栓形似普通连接螺栓,内部装有炸药和点火器,螺栓本体由螺杆和螺栓头组成,它们或者被销钉穿在一起,或者螺栓头和螺杆为一体,仅在螺杆上开有削弱槽,如图 8-3 所示。分离时,装在螺杆体内腔的炸药引爆后,螺杆相当于活塞在高压下移动而剪断销钉,或使螺杆削弱槽断开,实现两分离体解锁。

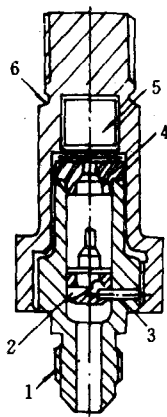
爆炸螺栓具有结构简单,装配与使用方便等优点,但对于大直径运载火箭的级间分离,需要的数量较多,如果采用电传爆引爆方式,则分离可靠性较低,分离同步性较差,爆炸螺栓解锁时产生的冲击载荷较大等。

2. 炸药索

一般可分为聚能炸药索和封闭炸药索(又称齐普炸药索)。

a) 聚能炸药索。它是一种内装炸药的细长金属软管,沿分离面安装在截面是 U 型的压环内(图 8-4),分离时,通过炸药定向爆炸,切割蒙皮,使两分离体解锁。这种连接解锁装置,可使两分离体之间没有预制分离面,因而结构质量较小,连接刚度易保证,分离同步性好,可靠性较高。但是,定向爆破后,产生的冲击载荷较大,释放出的爆炸气体,对周围环境污染严重。

b) 封闭炸药索。它是在聚能炸药索的基础上改进而成的,即将炸药索封闭在柔性金属套管内,引爆后,依靠金属套管膨胀产生的力,切断带削弱槽的连接构件,使之解锁,金



1—气动源接头;2—发火撞针;
3—剪切销;4—撞针导向环;
5—炸药包;6—削弱槽

图 8-3 气动激发爆炸螺栓(带削弱断面)

属套管本身不破坏,无爆炸气体泄漏,消除了污染,分离冲击载荷也大大减小。如图 8-5 所示。

二、分离冲量装置

分离冲量装置的功用是产生冲量,提供两分离体所需的相对分离速度。一般常用的分离冲量装置有压缩螺旋弹簧组件、气动动作筒、火药动作筒、分离火箭和冷气喷流装置等。

1. 压缩螺旋弹簧组件

利用压缩弹簧释放的能量使两分离体分开。这种分离冲量装置的优点是:设计制造简单,弹簧力预测较准确,可靠性高,无污染,分离冲击载荷小,成本低等。对多个组合分离弹簧的选配,可以减少因弹簧行程和弹簧力差值造成的分离干扰。对要求分离冲量大的级间分离,因弹簧组件及其支承结构质量大,不宜采用。

2. 气动动作筒

它由动作筒、气源、电爆阀门等组成。利用高压气体推动动作筒活塞杆产生推力,将两分离体分开,这种分离冲量装置分离冲击载荷小,分离和缓。但分离时间较长,分离装置复杂,使用不方便。

3. 火药动作筒

它与气动动作筒相类似,所不同的是利用火药爆燃产生的高压燃气推动动作筒活塞杆产生分离力。因而其结构简单、紧凑,质量小,使用方便。但分离冲击载荷较大。

4. 分离火箭

多采用固体推进剂火箭,它是利用火箭推力做为分离力使两分离体分开。按其作用力与火箭飞行方向的关系分正推、反推和侧(横)推火箭。

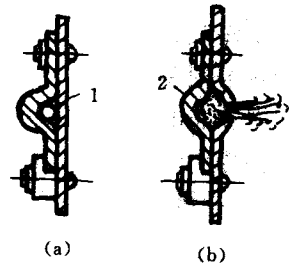
a. 反推火箭。安装在被抛掉的分离体上,产生与火箭运动方向相反的推力,使分离体减速,达到分离的目的,因而又称制动火箭。它多用于级间冷分离,头体分离等。由于反推火箭燃气羽流中含有微小颗粒,对环境有污染,因此,不宜用于星箭分离。

b. 正推火箭。通常用于上面级为液体火箭的级间冷分离,它安装在上面级上,使上面级加速,且使贮箱内的液体推进剂沉底并稳定排出,以保证上面级发动机正常起动。

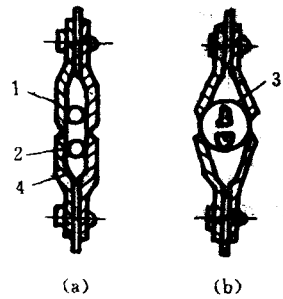
c. 侧(横)推火箭。通常用于助推器与火箭芯级分离和头体分离。它通常安装在助推器上,产生侧向推力,将助推器侧向抛掉。为了防止头体分离后,弹体又追上弹头,通常可用火箭产生的横向推力来改变弹体的飞行轨道。

5. 冷气喷流装置

它是利用携带的干净冷气,如氦气、氮气,通过专用喷管喷出,产生推力,将分离体推开。冷气喷流装置产生的分离力较小,分离冲击载荷也较小,无污染,适用于要求无污染的星箭分离。



(a) 起爆前; (b) 起爆后
1—聚能炸药索; 2—压环
图 8-4 聚能炸药索解锁装置



(a) 起爆前; (b) 起爆后
1—削弱槽金属管; 2—炸药索;
3—金属套管; 4—橡胶充填物
图 8-5 封闭炸药索解锁装置

三、引爆装置

引爆装置的功用是在接收到分离指令后,通过程序配电器接通电爆管(或点火器),引爆连接解锁装置或分离冲量装置,使之解锁或分离等。引爆装置按其引爆方式可分为电发火引爆和非电激发传爆两种。电发火引爆是直接给每一个电爆管供电,通电后引爆。非电激发传爆引爆方式是先使一个电爆装置引爆,通过传爆支管将爆轰波同时传给各路封闭导爆索,导爆索输出爆轰波又引爆起爆器,使连接解锁装置解锁或使分离火箭点火。

8.4.2 级间分离系统

在多级火箭飞行中,级间分离是一个非常关键的阶段,必须按照规定的时间可靠地分离,并使继续飞行级的姿态角及其角速度变化最小。

多级火箭一般有串联、并联和混合三种组合型式。串联式组合是火箭各子级之间依次同轴(纵轴)相连,分离时,沿纵轴轴向分开;并联式组合(有时称捆梆式)是助推级纵轴与芯级纵轴线平行或有一较小的夹角,分离时,助推器沿芯级两侧分开;混合式组合是串联和并联共用,一般最下面级是芯级与助推器并联,上面级的芯级为串联。

1. 串联式火箭的级间分离

串联式火箭的级间分离方式主要有级间热分离和级间冷分离两种。

a. 级间热分离

级间热分离是指在下面级发动机推力尚未消失,上面级的发动机即点火工作,并当其推力达到一定值时,连接解锁装置解锁,上面级依靠其发动机推力加速,下面级在上面级发动机燃气流的压力和气动阻力作用下减速,两级分离。如图 8-6 所示。

b. 级间冷分离

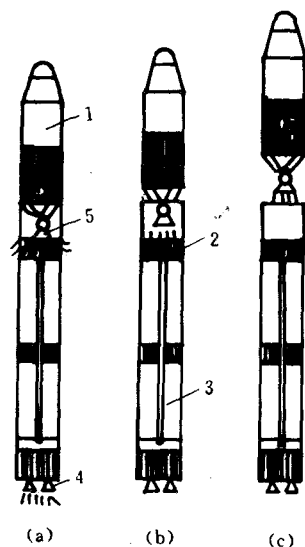
冷分离是相对热分离而言的。它是在下面级推力已基本消失、上面级发动机尚未起动时,连接解锁装置解锁,依靠分离冲量装置使两级分离,当两级分离到上面级发动机能正常起动的情况下,上面级发动机再起动。如图 8-7 所示。

2. 并联式火箭的级间分离

并联式火箭的助推器分离方式按其分离冲量来源,可分为以下几种形式:

a. 采用辅助分离冲量装置分离

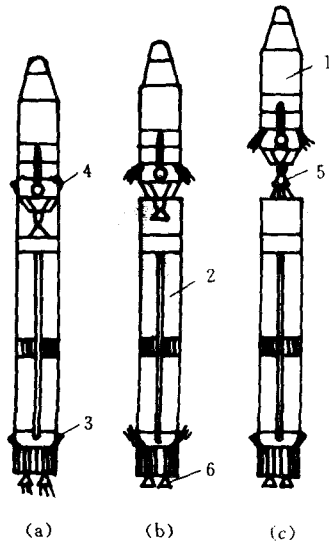
对于小型助推器,可采用分离弹簧做分离冲量装置,它具有分离和缓,分离冲击载荷小,无污染等优点,但分离冲量小。对于大型助推器,一般多采用固体分离火箭,分别安装在助推器上、下端或中间位置。助推器分离时,引爆解锁装置,点燃分离火箭,产生侧向推力,将助推器推离芯级,如图 8-8 所示。分离火箭的喷管需向外倾斜一定角度,以免喷流烧损芯级。这种分离方式具有



(a) 分离前; (b) 分离中;
(c) 分离后 1—上面级;
2—构架式级间段;3—下面级;
4—下面级发动机;
5—上面级发动机

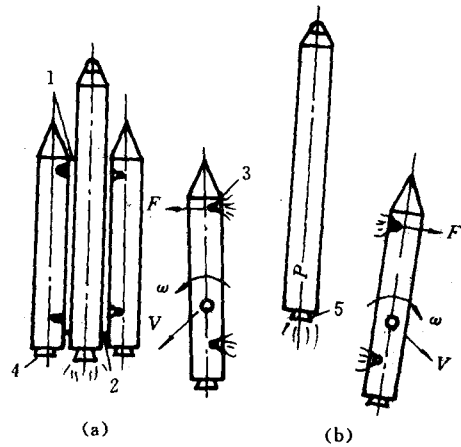
图 8-6 级间热分离

系统简单,分离可靠,分离程序简单等优点。



(a) 分离前; (b) 分离中;
(c) 分离后 1—上面级;
2—下面级; 3—反推火箭;
4—正推火箭 5—上面级发动机;
6—下面级发动机

图 8-7 级间冷分离



(a) 分离前 (b) 分离后
1—上接头; 2—下接头;
3—分离火箭; 4—助推器发动机;
5—芯级发动机; p —芯级发动机推力;
 F —分离火箭侧向推力;
 ω —助推器分离角速度;
 V —助推器相对分离速度。

图 8-8 采用分离火箭的助推器分离

b. 利用惯性力作用分离

在助推器下端安装球形铰支接头与芯级连接。分离前,由爆炸螺栓帽锁住,分离时,爆炸螺栓或螺帽引爆,使铰支球头解锁,同时上端的连接接头也解锁,此时,火箭仍加速飞行,助推器的惯性对下端铰头座产生力矩,使助推器绕球头转动,在离心力作用下甩出去,与芯级分开。

这种分离形式不需要设置专用的分离冲量装置,分离时冲击载荷较小,分离系统较简单。

8.4.3 整流罩分离系统

运载火箭大都采用可抛掷的整流罩,保护卫星等有效载荷在通过大气层飞行时,不受气动加热和气动力的影响,同时也使运载火箭具有较好的气动外形,以减少飞行气动阻力。当运载火箭穿过大气层,整流罩的保护作用完成时,就将它从火箭上分离抛掉,以减小火箭结构质量,提高运载能力。

按整流罩结构形式、分离机构及抛掷轨迹大致可分为整体轴向分离,下端铰链约束侧

向转动分离,炸药索侧向平推分离等。

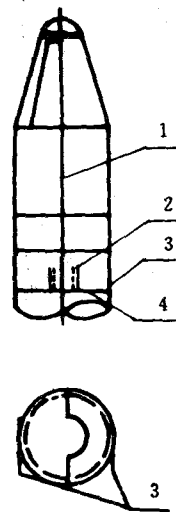
1. 整体轴向分离

这种分离方式的整流罩为一整体壳段,分离时,沿火箭纵轴向前推出,直到超过卫星(子弹头)顶端,再使整流罩偏离飞行轨道。

整体轴向分离方式虽然使整流罩结构设计简单,分离面少。但是,它只能在整流罩底部解锁,沿轴向向前推出,使分离时间加长,还增加了整流罩分离后的控制问题。因此,不适用于大型卫星整流罩。

2. 下端活动铰链约束侧向转动分离

这种分离方式的整流罩由两瓣组成,其分离面由多点连接的无碎片爆炸螺栓或无污染炸药索接头连接,整流罩下端还有活动铰链与火箭铰接,分离冲量装置由主弹簧和辅助弹簧组成,主弹簧安装在靠近整流罩与火箭接合面处的整流罩侧壁上,如图 8-9 所示。有的辅助弹簧安装在整罩上端纵向分离面处。分离时,爆炸螺栓(或炸药索)引爆解锁,压缩弹簧伸长,在弹簧力的作用下克服半罩的惯性力和静摩擦力,两半罩各自绕下端活动铰链开始向外转动,其质心上移,角速度迅速增大,当分离弹簧工作行程终止、分离力消失后,半罩靠已获得的角速度继续转到半罩质心过顶(质心和铰支点的连线与火箭的加速度矢量平行)之后,半罩的惯性力对铰链支点产生的力矩又使半罩的转速增加,一旦增加到它的离心力克服了惯性力在离心力反方向的分量时,半罩就自动脱出铰链,完全与运载火箭脱离,如图 8-10 所示。这时,两半罩由原来绕铰链转动变为绕自身质心转动和平动,同时,火箭的相对加速度运动迫使两半罩向后甩出,这种分离方式,整流罩有效容积较大,罩体结构灵活性高,水平或垂直位置安装都比较容易。分离时,可利用火箭的加速度减小分离力。但是,其分离装置结构比较复杂,加工工艺要求高。



1—半罩纵向连接解锁装置
2—主弹簧; 3—活动铰链;
4—横向连接解锁装置

图 8-9 下端铰链约束侧向转动分离系统

3. 无污染炸药索侧向平推分离

这种分离方式的整流罩仍为两半罩组成,在其纵向分离面上用条形无污染炸药索分离插接头连接,并用铆钉(或剪切销)将凸形(活塞)件固定在槽形(气缸)件内,如图 8-11。半罩下端框可用无碎片爆炸螺栓或包带等连接解锁装置与火箭连接。分离时,首先使整流罩下端框的连接解锁装置解锁。与此同时,槽形件内的炸药索引爆,爆炸气体通过钢管上的孔进入槽形件腔内,使折叠的气囊管膨胀,增大活塞同气缸之间的压力,从而推动活塞件移动,剪断铆钉,同时产生所需之推力,以一定的平动和转动速度将两半罩甩出。在推力冲程结束时,爆炸气体被包封在气囊内,故不会产生污染。

这种分离装置的优点是:同一个点火指令就可完成两个半罩解锁和分离,因而可靠性高,对火箭扰动较小,无污染,整流罩结构刚性好,有效空间较大,但装配对接比较困难,要求分离能量大。

8.4.4 星箭(头—体)分离系统

当运载火箭把卫星、或其它有效载荷送到预定的人轨点之后,要与运载火箭分离,单独进入预定轨道运行。因此,星—箭(头—体)分离系统的工作,将直接影响到卫星入轨精度。

8.4.5 星—箭分离方式

目前,星—箭分离系统一般采用弹射式、制动式和组合式等几种方法。

1. 弹射分离

弹射分离是指由分离冲量装置产生的分离力直接作用在卫星上,使之沿火箭纵轴向前加速,达到星—箭分离的目的。按照分离力产生的方式可有下列形式。

(1) 气动弹射装置

气动弹射装置是利用高压压缩气体作为弹射星体(或弹头)能源的一种动力装置。它一般装在弹体前端的中心部位上,并且和箭体的轴线保持一致。

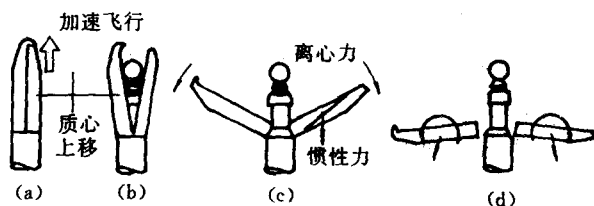
气动弹射装置一般由活塞及其连杆、活塞筒、控制阀、压缩气瓶和相应的管路等部分组成。如图 8-12。

假如直接利用推进剂贮箱增压所用的剩余气体作为弹射力的能源,那么,气体弹射装置的结构组成就不必专设气瓶,其结构可以简单一些。

(2) 火药弹射装置

火药弹射装置的结构、作用原理和它在火箭上的安装方式,同气动弹射装置相似。只是它的弹射力能源,不是由压缩气体提供,而是由火药柱的燃烧所产生的高压燃气来提供。

火药弹射装置,一般包括火药柱、点火器、控制盒、套筒、带顶杆的活塞等组件。当控制盒接到引燃火药柱的信号后,便先使点火器通电燃烧,接着引燃火药。于是,由火药产生的高压



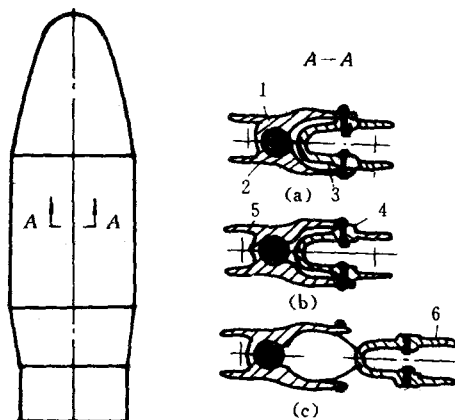
(a) 分离前;

(b) 两半罩连接面解锁弹簧释放能量,半罩开始转动;

(c) 离心力克服惯性力分量,半罩自动脱出铰链;

(d) 两半罩抛出。

图 8-10 下端铰链约束侧向转动分离过程



(a) 分离前;(b) 炸药索引爆剪断铆钉;

(c) 气囊管膨胀两半罩分离;

1—炸药索; 2—衰减管; 3—可折叠气囊管;
4—铆钉剪断; 5—槽形(气缸)件; 6—凸形(活塞)件
图 8-11 卫星整流罩无污染炸药索侧向平推分离系统

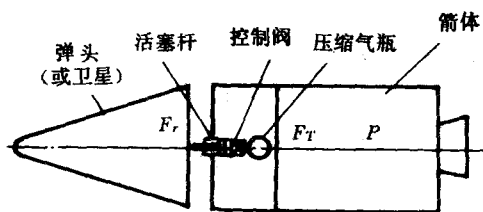


图 8-12 气动弹射装置组成示意图

燃气作用到套筒内,推动活塞顶杆前移,使弹头(或卫星)获得弹射力而迅速被弹射出去。如图8-13所示。

(3) 弹簧式弹射装置

弹簧式弹射装置是利用弹簧突然伸张而获得弹射力的一种分离装置。

弹簧式弹射装置可以安装在弹头(或卫星)与箭(弹)体分离面之间与中心轴线相重合的位置上,也可以沿分离面的圆周的边均匀分布配置。

通常,弹簧式弹射装置主要由弹簧、销、钉、压紧螺栓、套筒等组件构成。当弹射装置处于星、体结合状态时,它是利用销钉把套筒内的弹簧压紧,使弹簧被压缩,如图8-14所示。

在星—箭分离时,按给定的程序炸断爆炸螺栓。这时,卫星便在弹簧的张力作用下,由套筒推动卫星向前运动,使星、体迅速得到分离。

2. 减速分离

减速分离又称制动分离,一般是在末级火箭上安装反推火箭或反推冷气喷流装置。分离时,依靠反推火箭推力使末级火箭减速,达到分离目的。

采用这种分离方式分离时,除了气动阻力和接插件拔脱摩擦力之外,卫星(弹头)不再受其它外力的作用。因此,分离后的卫星(弹头)没有附加速度,分离扰动较小,有利于提高卫星入轨精度或弹头命中精度。但是,若采用固体反推火箭,则有污染物产生,不适用于要求严格控制污染的卫星分离。这时可采用干净的冷气(如氦气、氢气)喷流装置,但其比冲较低,需要的结构质量较大。

(1) 反推制动火箭

它是一种小型的固体火箭发动机。它可以装在箭体的前端,也可以装在箭体的中部和尾部上。

通常,制动火箭可以同时采用几个沿箭体轴线对称地进行配置,使其所产生的推力与运载火箭运动的方向相反。当制动火箭起动工作,箭体与卫星(弹头)解脱后,便能保证卫星不受分离干扰而继续沿着预定的弹道飞向目标,如图8-15所示。

(2) 反向喷管

当火箭采用固体火箭发动机作为主推进系统时,要使箭体在卫星(弹头)分离时减速,最为经济简便的办法就是在主发动机燃烧室壳体前端安装几个反向喷管和喷口(见图8

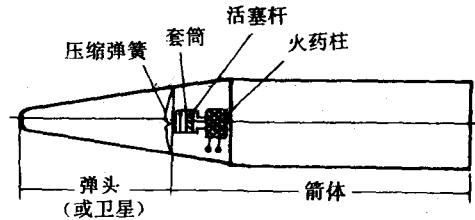


图 8-13 火药弹射装置示意图

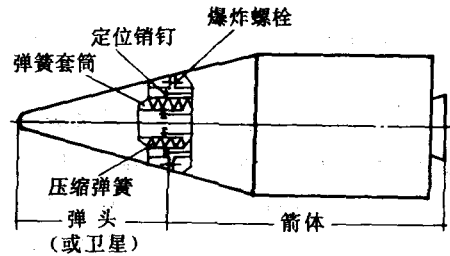


图 8-14 弹簧式弹射装置示意图

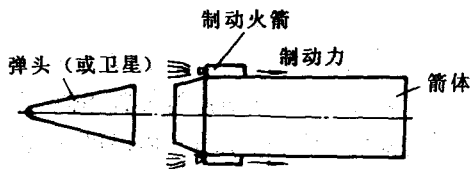


图 8-15 制动箭体示意图

-16)。

为了获得足够的反向推力,反向喷管可以同时安装几个,其喷管方向朝火箭飞行的前方,并与箭体形成一定的角度,以避免其火焰烧坏箭上的有关部件。各个喷管的喷口在卫星与箭体分离之前,均用堵盖牢靠地盖住。

在分离时刻,卫星(弹头)被解脱之后,所有反向喷管的堵盖在控制系统的指令作用下同时被抛掉。于是,主发动机燃烧室内的高压燃气便立即从喷管向外喷出,由此形成的反向推力一起作用在箭体上,使它受到减速而制动。

(3) 利用增压气体

通常,液体火箭的推进剂贮箱在向推力室输送推进剂时,一般都需要一定的压缩气体提供的压力对贮箱进行增压。

当发动机关机时,贮箱内仍然充满着增压用的气体。如果在贮箱的前端安装并加以密封的几个管口的堵片。则在箭一星分离时,打开堵片,那么,贮箱内的压缩气体立即向外喷出,形成反向推力,便可对箭体实行减速。由此可见,它同利用反向喷管的原理是一致的,只是提供反向推力的能源是增压气体(图 8-17)。

3. 组合分离

这是指将弹射分离和制动分离结合起来,产生更好的分离效果。其主要特点是在垂直于箭体纵轴方向上设法排出燃气或压缩气体,由此产生作用于箭体的横向推力,使箭体离开原来的飞行弹道,同时,使其飞行状态也作相应的改变。这就是常用的一种组合式的星、体分离系统(图 8-18)。

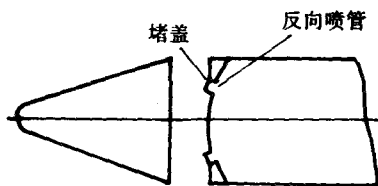


图 8-16 利用反向喷管制动箭体示意图

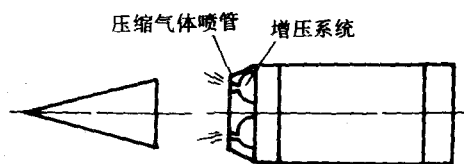


图 8-17 利用增压气体制动箭体示意图

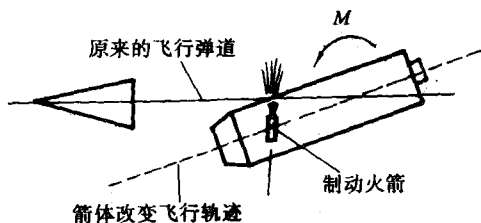


图 8-18 组合式分离系统工作示意图

第九章 航天器轨道运行原理

航天器在空间航行的轨迹称为轨道。航天器从由运载火箭发射升空到完成全部飞行任务顺利返回的整个过程,通常包括发射入轨段(即运载火箭工作段)、在轨运行段和返回再入段,相应的有发射轨道、运行轨道和返回轨道。航天器在轨道运行段完成航天飞行的全部飞行任务,故本章所讨论的轨道是航天器的运行轨道。在轨道运行段飞行的航天器,绝大部分时间是在地球引力作用下的无动力惯性飞行。

9.1 天体力学基本定律

航天器在轨道上的运动是无动力惯性飞行,因此从本质上它与自然天体的运动一致。故研究航天器的运动可用天体力学的方法。

9.1.1 开普勒三大定律

亚里斯多德认为圆周运动是唯一的合乎自然的完美的运动,因此天体必定作圆周运动。然而,德国天文学家开普勒根据丹麦天文学家第谷·布拉赫多年观测积累的火星位置的精确观测数据,发现这种理论与观察不一致,通过大量的理论计算与归纳总结,提出了具有划时代意义的开普勒三大定律:

第一定律:每个行星的轨道都位于包含太阳在内的固定平面内,轨道的形状是椭圆,太阳在椭圆的一个焦点上。

第二定律:行星与太阳的连线在相等的时间内扫过的面积相等。

第三定律:行星运动周期的平方与行星至太阳的平均距离的三次方成正比。

开普勒三大定律是在前人大量观测数据基础上总结出来的定律,至今仍被广大天文工作者及从事航天事业的科技人员所应用。

9.1.2 牛顿万有引力定律

开普勒三大定律只说明行星运动的几何形式,要进一步深入理解,则要用到牛顿的万有引力定律:任何两个物体,都是互相吸引的,吸引力的大小与两个物体质量的乘积成正比,与它们之间距离的平方成反比。万有引力定律的数学表达式为:

$$F = - \frac{GMm}{r^2} \frac{r}{r} \quad (9-1)$$

上述式中: F 为质量 M 引起的作用在 m 上的力, r 是 m 相对 M 的矢径, $G=6.670 \times 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m}^2/\text{kg}^2$ 是万有引力常数,如图 9-1 所示。

易证:万有引力是保守力。当质点 m 从相距质点 M 为 r_A 运动到相距质点 M 为 r_B 时,

万有引力作的功为 $W_{AB} = \frac{GMm}{r_B} - \frac{GMm}{r_A}$, W_{AB} 与路径无关, 只决定于始末位置。

引入势能 E_P (也叫位能) 的概念, 则

$$E_{PA} - E_{PB} = W_{AB}$$

选 $r_B \rightarrow \infty, E_{PB} = 0$ 作为基准, 则

$$E_P = -\frac{GMm}{r} \quad (9-2)$$

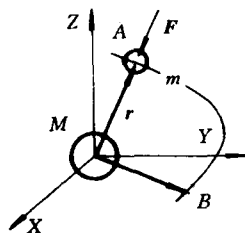


图 9-1 牛顿万有引力定律

9.2 轨道运动方程及其解

9.2.1 二体运动方程

航天器在空间运动时, 受到的力有地球引力、月球引力、太阳引力、其它天体引力、大气阻力、太阳光辐射压力等等, 但对实际轨道的分析表明, 航天器受到的主要力是地球引力。因此初步讨论轨道时, 可以假设航天器只受地球引力的作用, 同时为便于分析计, 进一步假定地球是质量均匀分布的球对称体, 即视地球为质量集中在地球中心上的质点, 如此引出了所谓二体问题。只有二体问题有解析解, 且其解与实际物理状况非常接近, 因此二体问题及其解构成了整个轨道运动的基础。

现设航天器质量为 m , 地球质量为 M , 则此时航天器受力如图 9-2 所示, 其值为:

$$F = -\frac{GMm}{r^2} \frac{\mathbf{r}}{r}$$

为得到航天器的运动方程, 现假设存在一个惯性系 $oxyz$, 且地心相对该坐标系原点的矢径为 $\mathbf{r}_M$, 航天器相对原点的矢径为 $\mathbf{r}_m$, 于是:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}_M}{dt^2} = \frac{Gm}{r^3} \mathbf{r}$$

$$\frac{d^2 \mathbf{r}_m}{dt^2} = -\frac{Gm}{r^3} \mathbf{r}$$

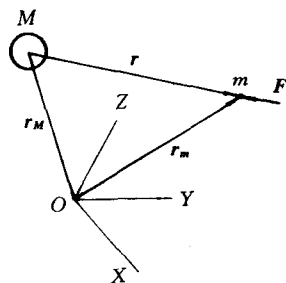


图 9-2 二体问题

则由

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_m - \mathbf{r}_M$$

得

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{G(M+m)}{r^3} \mathbf{r} \quad (9-3)$$

这就是常见的二体运动方程。

航天器质量 $m \ll M$ (地球质量), 故

$$G(M+m) \approx GM$$

定义引力参数

$$\mu = GM$$

地球的质量 $M = 5.976 \times 10^{24} \text{ kg}$, 万有引力常数 $G = 6.670 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{kg} \cdot \text{s}^2$, 则地球引力参数 $\mu = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ 。

现在有航天器轨道运动微分方程为:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} + \frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} = 0 \quad (9-4a)$$

或记为

$$\mathbf{r} + \frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} = 0 \quad (9-4b)$$

提醒读者注意的是,上述方程的成立是有条件的,它实际上隐含着二体问题的两个基本假设:①物体是质量均匀分布的球对称体,即可以把物体看作是质量集中在其中心的质点;②除了沿两物体中心连线的力作用外,没有其它外力和内力的作用。

9.2.2 运动方程的解

运动方程的解法有多种,在此用较先进的矢量法,该法求解时要先引出几个运动常数。

1. 能量常数

用速度矢量 $\mathbf{v}(=\dot{\mathbf{r}})$ 点乘微分方程式(9-4),并经过一系列推导后可得

$$\frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = \epsilon = \text{常数} \quad (9-5)$$

上式中: $\frac{v^2}{2}$ 为单位质量航天器的动能; $-\frac{\mu}{r}$ 为单位质量航天器的势能; ϵ 为比机械能(单位质量航天器的机械能)。

由式(9-5)可得如下结论:当航天器沿着轨道运动时,航天器的比机械能既不增加也不减少,而是保持为常值。

$$\epsilon = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r}$$

实际上上述结论可直接由能量守恒定理得出。

2. 角动量常数(动量矩常数)

用矢径 $\mathbf{r}$ 叉乘微分方程(9-4),则容易推得 $\mathbf{r} \times \mathbf{v}$ 是常矢量,记

$$\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \mathbf{v} \quad (9-6)$$

说明航天器的比角动量 $\mathbf{h}$ 沿着其轨道为一常数。

由矢量叉积定义知, $\mathbf{h}$ 垂直 $\mathbf{r}$ 和 $\mathbf{v}$ 所在的平面。现在 $\mathbf{h}$ 为恒定矢量,说明 $\mathbf{r}$ 、 $\mathbf{v}$ 在运动过程中始终处于同一平面。由此可得如下结论:航天器的运动必限制于空间的一个固定平面内,此固定平面称轨道平面。轨道平面由初始位置 $\mathbf{r}_0$ 和初始速度 $\mathbf{v}_0$ 所决定,而且必须通过地球质量中心。

用 $\mathbf{r}$ 表示航天器在空间任一点的位置(当地铅垂线),并记速度 $\mathbf{v}$ 与当地铅垂线间的夹角为天顶角 γ ,速度 $\mathbf{v}$ 与当地水平面夹角为航迹(仰)角 θ ,如图 9-3 所示,则可推出 $\mathbf{h}$ 的大小为:

$$h = r v \cos \theta$$

或

$$h = r v \sin \gamma$$

3. 拉普拉斯(Laplace)常矢量

用角动量常数 $\mathbf{h}$ 叉乘微分方程(9-4),则经过简单推导知存在常矢量 $\mathbf{L}$ (称 Laplace

常矢量), 其表达式为:

$$L = r \times h - \mu \frac{r}{r} \quad (9-7)$$

式(9-7)点乘比角动量 h 得,

$$L \cdot h = (r \times h) \cdot h - \frac{\mu}{r} r \cdot h = 0$$

说明 L 垂直 h , 而 h 又垂直轨道平面, 所以 L 在轨道平面上, 后面会证明 L 指向近地点。

4. h 、 ϵ 、 L 间的关系

为建立 h 、 ϵ 、 L 间的关系, 如图 9-4, 引入

$$a_1 = v \times h$$

$$a_2 = -\frac{\mu}{r} r$$

则

$$L = a_1 + a_2$$

上述矢量大小为

$$|a_1| = hv$$

$$|a_2| = \mu$$

又

$$h = rvcos\theta$$

则应用余弦定理可求得 L 的大小

$$\begin{aligned} L^2 &= |a_1|^2 + |a_2|^2 - 2|a_1| \cdot |a_2| \cos\theta \\ &= h^2 v^2 + \mu^2 - 2hv\mu \cos\theta \\ &= \mu^2 + h^2(v^2 - \frac{2v\mu}{h} \cos\theta) \end{aligned}$$

又

$$\epsilon = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu v}{h} \cos\theta$$

最后得

$$L^2 = \mu^2 + 2\epsilon h^2 \quad (9-8)$$

5. 轨道方程

矢径 r 点乘 L , 得

$$r \cdot L = r \cdot (v \times h) - r \cdot \frac{\mu}{r} r = r \cdot a_1 - \mu r$$

又

$$r \cdot a_1 = r \cdot |a_1| \cos\theta = r \cdot hv \cos\theta = h^2$$

再设 L 与 r 之间夹角为 ν , 则 $r \cdot L = L \cdot r \cos\nu$

于是

$$L \cdot r \cos\nu = h^2 - \mu r$$

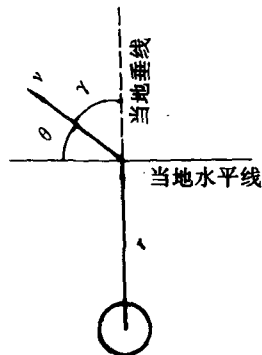


图 9-3 航迹角 θ

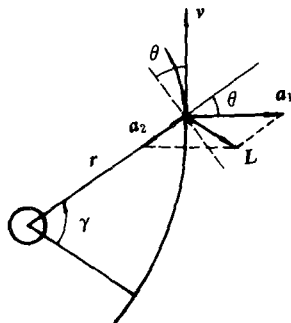


图 9-4 拉普拉斯常矢量

$$r = \frac{h^2}{\mu + L \cos \nu} \triangleq \frac{\frac{h^2}{\mu}}{1 + \frac{L}{\mu} \cos \nu}$$

$$\text{记} \quad p = \frac{h^2}{\mu} \quad (9-9)$$

$$e = \frac{L}{\mu} = \sqrt{1 + \frac{2\epsilon h^2}{\mu^2}} \quad (9-10)$$

$$\text{则得} \quad r = \frac{p}{1 + e \cos \nu} \quad (9-11)$$

这就是以极坐标形式表示的轨道方程,它也是圆锥曲线的一般方程,且 e 为“偏心率”, p 为“半正焦距”或“半通径”。由此可见,航天器的轨道方程是圆锥曲线。而椭圆是圆锥曲线的一种,这已证明开普勒第一定律。

轨道方程式(9-11)中, ν 是矢径 r 与引力中心至近地点之间连线的夹角,常称真近点角。令 $\nu=0$,即 $\cos \nu=1$,此时 r 为最小值 $r_p = \frac{p}{1+e}$,说明 ν 的基线是引力中心至轨道最近点的连线,即 L 指向轨道离地心的最近点,即近地点。反之,若 $\nu=180^\circ$, $\cos \nu=-1$,此时 r 取最大值为 $r_a = \frac{p}{1-e}$,对应的点为远地点。 L 指向近地点,由此可定义偏心率矢量 e ,且

$$e = \frac{L}{\mu} \quad (9-12)$$

9.3 轨道特性

9.3.1 圆锥曲线

轨道方程是圆锥曲线,所以应先对圆锥曲线有一个总的了解。之所以称为圆锥曲线,是它可以定义为平面和正圆锥的交线。如图9-5所示为一两叶圆锥,若平面与其中的一叶(半锥)相交则截线是个椭圆,圆是椭圆的特例,此时平面平行于锥底。若除了平面仅与锥的一叶相交外,平面还平行于锥面上一直线,那么截线为抛物线。若平面垂直锥底与锥的两叶相交,则截线是双曲线,它有两个分支。

在方程式(9-11)中,可由“偏心率” e 的大小确定圆锥曲线的类型。如图9-6所示。

$e=0$ 时, $r \equiv p$,对应圆;

$0 < e < 1$ 时,对应椭圆;

$e=1$ 时, $r = \frac{p}{1 + \cos \nu}$,此时若 $\nu=180^\circ$,则 $r \rightarrow \infty$,对应抛物线;

$e > 1$ 时,对应双曲线。

圆锥曲线有几种类型,意味着轨道有几种类型。

9.3.2 圆锥曲线特性

不同的航天器,会用到不同类型的轨道,故要研究轨道先要讨论圆锥曲线的特性。

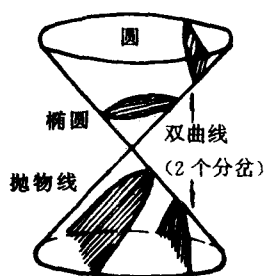


图 9-5 圆锥曲线

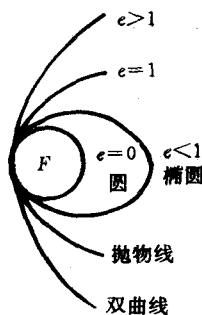


图 9-6 圆锥曲线分类

1. 椭圆(包括圆)

如图 9-7 所示,椭圆亦可定义为到两焦点 F 和 F' 的距离之和等于常数的点的轨迹。这个常数等于两焦点联线的长度,叫长轴,以 $2a$ 表示。对应长轴有短轴,以 $2b$ 表示,相应就有半长轴 a 和半短轴 b 。椭圆的其它几何参数为:近地点距离 r_p 、远地点距离 r_a 、半焦距 f 、半正焦距 p 和偏心率 e 。

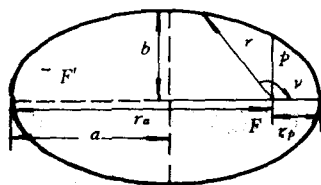


图 9-7 椭圆

由图 9-7 中几何关系及圆锥曲线方程可得

$$r_p = \frac{p}{1+e} \quad (9-13)$$

$$r_a = \frac{p}{1-e} \quad (9-14)$$

$$a = \frac{1}{2}(r_a + r_p) = \frac{p}{1-e^2} \quad (9-15)$$

$$2f = 2a - 2r_p = r_a - r_p = \frac{2pe}{1-e^2} = 2ae$$

$$e = \frac{f}{a} = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} \quad (9-16)$$

$$b = \sqrt{a^2 - f^2} = a\sqrt{1-e^2} \quad (9-17)$$

分析以上几个公式可见,有关椭圆的几何参数中,只有两个独立参数,即只要已知其中任意两个参数,便可推出其他几个参数。如世界各国公布的航天器轨道参数中常包括近地点高度 h_p 和远地点高度 h_a ,则分别加上地球平均半径 R 后易得近地点距离 r_p 和远地点距离 r_a ,再由上述公式很容易换算得到其它轨道参数。

当椭圆的两个焦点重合时,即 $f=0$ 时,圆锥曲线为圆。此时, $e=0, r=p$ 。

2. 抛物线

偏心率 $e=1$ 时,若 $\nu=180^\circ$,则 $r \rightarrow \infty$,说明圆锥曲线不再是一条封闭曲线。此时只有一个参数,即近地点距离 $r_p = \frac{p}{2}$ 。而抛物线方程为:

$$r = \frac{2r_p}{1 + \cos\nu} \quad (9-18)$$

3. 双曲线

偏心率 $e > 1$ 时, 圆锥曲线方程中的分母在 $\cos \nu = -\frac{1}{e}$ 处改变正负号, 造成两个分支, 如图 9-8 所示。显然, 渐近线与两极点连线的夹角为 $\nu_a = \cos^{-1} \left(\frac{1}{e} \right)$ 。

此时, 近地点距离为

$$r_p = \frac{p}{1+e}, \quad (9-19)$$

r_a 无意义

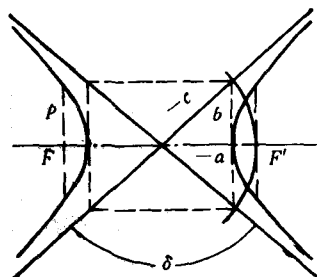


图 9-8 双曲线

$$a = \frac{p}{1-e^2} < 0 \quad (9-20)$$

$$2f = -2ae$$

b 无意义

双曲线轨道在研究行星际飞行时经常用到。

9.3.3 轨道运动的一般特性

由圆锥曲线的特性知, 除了抛物线之外, 所有的圆锥曲线均有:

$$a = \frac{p}{1-e^2}$$

代入前述 p, e 表达式并经过简单推导得 $a = -\frac{\mu}{2\varepsilon}$

$$\text{改写有} \quad \varepsilon = -\frac{\mu}{2a} \quad (9-21)$$

又

$$\varepsilon = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r}$$

则得

$$v^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (9-22)$$

此式称为活力积分, 用于计算在已知轨道上不同点处的速度。从活力积分公式可以看出, 在已知轨道上, 每一个位置上的速度是确定的, 试图在不改变轨道的条件下改变速度是不可能的, 仅从运动特性论, 这是航天器与飞机或其它地面运动物的最大不同之一。

由

$$\varepsilon = -\frac{\mu}{2a} = \frac{\mu}{2} \frac{e^2 - 1}{p}$$

得: 若 $\varepsilon < 0$, 轨道为椭圆; $\varepsilon = 0$, 轨道为抛物线; $\varepsilon > 0$, 轨道为双曲线。

再由 $\varepsilon = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = \frac{v_0^2}{2} - \frac{\mu}{r_0}$ 知, 可由初始时刻的 r_0 和 v_0 判断物体将进入何种轨道。其中当 $v_0 < \sqrt{\frac{2\mu}{r_0}}$ 时, 轨道是椭圆 ($v_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}$, 且 $\theta = 0^\circ$ 时, 轨道为圆); 当 $v_0 = \sqrt{\frac{2\mu}{r_0}}$ 时, 轨道是抛物线; 当 $v_0 > \sqrt{\frac{2\mu}{r_0}}$ 时, 轨道是双曲线。

由此可见, 不断提高速度, 轨道将由闭合的圆锥曲线变成为不闭合的圆锥曲线。这里

有两个特征速度:(1)逃逸速度(永久地逃逸出引力场所需的最小速度,此时对应抛物线轨道) $v_{\text{逃逸}} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_0}}$; (2)环绕速度(作圆轨道运动所需的速度) $v_{\text{环绕}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}$ 。

对地球,代入 $r_0 = R = 6371\text{km}$, 得 $v_{\text{环绕}} = 7.9\text{km/s}$ (第一宇宙速度), $v_{\text{逃逸}} = 11.2\text{km/s}$ (第二宇宙速度)。

对作椭圆轨道运动的航天器,稍作分析还可知其有如下特性:

(1) 在远地点($r_a = \frac{p}{1-e} = a(1+e)$), 速度最小

$$\begin{aligned} V_a^2 &= \mu \left(\frac{2}{r_a} - \frac{1}{a} \right) = \frac{\mu(1-e)}{a(1+e)} \\ &= \frac{\mu}{r_a} (1-e) = V_{ca}^2 (1-e) \end{aligned}$$

式中, V_{ca} 表示远地点环绕速度; $V_a < V_{ca}$, 表明远地点速度比当地环绕速度小。

(2) 在近地点($r_p = \frac{p}{1+e} = a(1-e)$), 速度最大

$$\begin{aligned} V_p^2 &= \mu \left(\frac{2}{r_p} - \frac{1}{a} \right) = \frac{\mu(1+e)}{a(1-e)} \\ &= \frac{\mu}{r_p} (1+e) = V_{cp}^2 (1+e) \end{aligned}$$

式中, V_{cp} 表示近地点环绕速度; $V_p > V_{cp}$, 表明近地点速度比当地环绕速度大。

(3) 轨道周期符合开普勒第三定律。

由角动量定义可得

$$h = rV\cos\theta = r^2 \cdot \frac{d\nu}{dt}$$

改写得

$$dt = \frac{r^2}{h} d\nu$$

另由图 9-9 得

$$dA = r \cdot r d\nu \cdot \frac{1}{2} = \frac{r^2}{2} d\nu$$

两式比较得

$$dt = \frac{2}{h} dA \quad (9-23)$$

因比角动量 h 是常量, 故上式已证明开普勒第二定律: 矢径在相等的时间内扫过相等的面积。

显然, 在一个周期 T 内, 矢径扫过整个椭圆的面积, 即 $A = \pi ab$, 则 $T = \frac{2}{h} \pi ab$, 代入

$$b = a \sqrt{1-e^2}, a = \frac{p}{1-e^2}, h = \sqrt{\mu p}$$

再经简单推导得

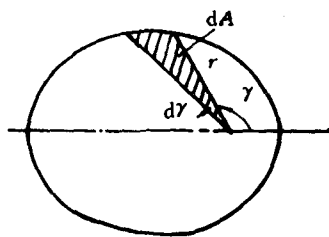


图 9-9 扇形微面元

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (9-24)$$

此即开普勒第三定律。

由上式可见,周期仅仅取决于椭圆半长轴,而与短轴无关,所以无论轨道形状是圆是扁,也不论远、近地点的高度是高是低,只要半长轴相等,它们的周期就相等。

在周期恰好等于地球自转周期(23 小时 56 分钟 04 秒太阳平时)轨道上运行的卫星为地球同步卫星。轨道平面为赤道平面,轨道为圆形轨道的同步卫星称地球静止卫星,如实用广播通信卫星。

对圆轨道,整个轨道运行期间的速度不变,大小为

$$V_c = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (9-25)$$

它的周期为

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}} \quad (9-26)$$

初步估算高度为 h 圆轨道的速度和周期时,常用如下近似计算公式:

$$v_c = 7.91 \sqrt{\frac{R}{R+h}} \text{ (km/s)} \quad T = 84.4 \sqrt{\left(\frac{R+h}{R}\right)^3} \text{ (min)}$$

(取 $R = 6371\text{km}$)

轨道高度是一个十分重要的参数,近圆轨道按高度可分为低轨道、中高轨道和高轨道。其中,低轨道一般为高度小于 1000km 的轨道;中高轨道一般为高度在 1000km 左右到 20000km 的轨道;高轨道则是指高度大于 20000km 的轨道。

9.4 基本轨道要素

通过前面分析已知,航天器运行轨道平面的方位在惯性空间保持不变,轨道方程是圆锥曲线。但实际中,如何确定轨道平面的位置与方位,又如何度量轨道在空间的大小、形状、方位及航天器所处的瞬时位置呢?一般的做法是引入轨道要素的概念。为做到这一点,先从坐标系讲起,因为空间的位置与运动的描述都离不开相应的坐标系。

9.4.1 地心赤道坐标系

轨道研究中常用到地心赤道坐标系,该坐标系以地心为原点,赤道平面为基准面, OX 轴指向春分点, OY 轴在赤道平面内东转 90° , OZ 轴垂直赤道面指向北极,如图 9-10 所示。

注意此坐标系不随地球一起转动(自转),即相对恒星不旋转,故在研究航天器相对地球运动时可近似视作惯性坐标系。沿着该坐标系三个轴的单位矢量为 I 、 J 、 K 。

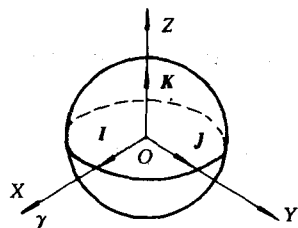


图 9-10 地心赤道坐标系

9.4.2 基本轨道要素

在一般情况下,轨道平面与赤道平面(XY 平面)存在一条相交线,称交点线,如图 9-11 所示。交点线和轨道有两个交点,航天器在轨道上运动时,其 Z 坐标由负变成正的那一点称升交点,对应的另一点,其 Z 坐标由正变成负称为降交点。

升交点在 XY 平面的位置由角度 Ω 决定, 这个角 Ω 称升交点赤经。

轨道平面与赤道平面的夹角 i 称为轨道倾角, 它亦可定义为轨道角动量常矢量 $\mathbf{h}$ 与正 Z 轴之间的夹角, 从而小 i 角 ($0^\circ \leq i < 90^\circ$) 对应向东运动或称顺利轨道, $90^\circ < i \leq 180^\circ$ 对应向西运动或称逆行轨道。航天器轨道常按轨道倾角 i 的大小分类, 除上面提到的顺行轨道、逆行轨道外, 还有轨道倾角等于 90° 的极地轨道 (工程上常把倾角在 90° 附近的轨道也称为极地轨道或简称极轨道), 轨道倾角等于 0° 或 180° 的赤道轨道。

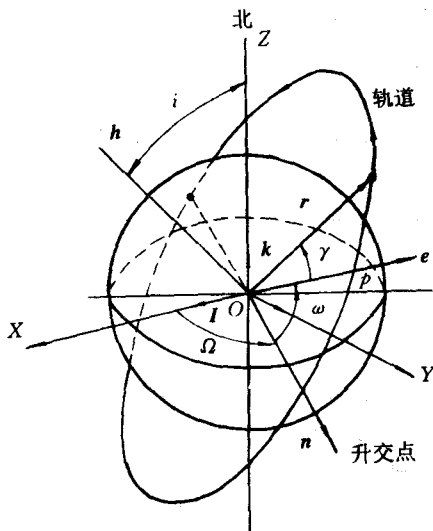


图 9-11 基本轨道要素示意图

显然, Ω 和 i 这两个角度确定了轨道平面的方位和航天器在该平面的运动方向。

再在轨道平面内引入从升交点量起的至近地点的转角——近地点角距 ω , 则完全确定了轨道在轨道平面的取向。

上述三个参数(角度参数)和两个独立的确定轨道大小和形状的参数(如轨道半长轴 a 和偏心率 e),共 5 个参数完全确定了轨道的大小、形状和方位,但为了指出航天器每一瞬时在轨道上的位置,还需要一个(关于时间的)参数,如此共 6 个参数完全确定了航天器的轨道运动。

常用的 6 个参数常称为基本轨道要素(或轨道根数),它们分别是:半长轴 a 、偏心率 e 、轨道倾角 i 、升交点赤经 Ω 、近地点角距 ω 和过近地点的时刻 τ 。

注意,基本轨道要素并不是唯一的。如过近地点的时刻可用以下几个量代替,并足以确定航天器在某特定时刻 t_0 的位置。

ν_0 ——特定时刻的真近点角,如图 9-11 示,它在航天器轨道平面内是近地点与航天器在时刻 t_0 的位置间的夹角;

u_0 ——特定时刻的升交点角距,如 $u_0 = \omega + \nu_0$ 。

实际上,运动方程 $\mathbf{r} + \frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} = 0$ 可以分解为三个标量形式的二阶微分方程,而每一个二阶微分方程的解必有两个积分常数,所以运动方程的解中必有六个积分常数,如此应有六个初始条件,才能确定轨道,基本轨道要素正好六个的原因正在于此。

应用中,已知入轨点的位置矢量与速度即可定出轨道,实际上这是用已知的在直角坐标上的三个位置分量(r_I, r_J, r_K)和三个速度分量(v_I, v_J, v_K)描述轨道。此外 还可以用球坐

标上的位置与速度分量($r, \alpha, \delta, v, \Theta, A$)来描述轨道。

上述描述轨道的三组参数之间均有互相对应的关系,但基本轨道要素与众不同,即在运动期间,前五个要素是常量。如此假若能由某一时刻 t_0 时的 r_0, v_0 定出这一时刻的轨道要素,则到任意 t 时刻,利用同样的轨道要素,可采用逆变换的方法方便地求得 t 时刻的 r, v ,用于预测较为方便。

由 r, v 求轨道要素的方法如下:由 r, v 根据前面两节相关公式可方便的求出 a, e, p 等,而观察图9-11可见,在地心赤道坐标系中, i 是 h 与 k 之间的夹角, Ω 是 l 与 n 之间的夹角, ω 是 e 与 n 之间的夹角, ν_0 是 e 与 r 之间的夹角, u_0 是 n 与 r 之间的夹角。所以只要能确定 h, n, e 三个矢量,则其余几个轨道要素可求。至于 h, n, e 三个矢量,可由 r, v 分别根据式(9-12)和式(9-6)求取偏心率矢量 e 和角动量矢量 h ,而升交点矢量 n 位于轨道平面与赤道平面的交线且由原点指向升交点,故有 $n=k \times h$,如此问题迎刃而解。

9.5 轨道机动

航天器在控制系统作用下其轨道按人们的要求发生改变,称为轨道机动。也就是说航天器可以由沿某一已知的轨道运动改变为沿另一条要求的轨道运动。即由原轨道变为新轨道。轨道可以改变(机动)是人造天体与自然天体的最大不同。

航天任务常要求航天器如从高轨道转移到低轨道,或从低轨道转移到高轨道,这必须依靠轨道机动;两个航天器交会与对接,军用航天器移动到特定区域执行对地观测任务等都离不开轨道机动;消除摄动因素对轨道的影响(如大气阻力造成的轨道下降)也要求轨道机动;消除入轨点运动参数偏差的影响等等同样离不开轨道机动。

常用火箭发动机提供轨道机动的动力装置。一般说来,发动机推力较大,只需短时间工作即可获得所需的速度增量 ΔV ,所以在初步研究轨道机动问题时,假设发动机按冲量方式工作,即发动机工作能瞬间使航天器获得所需速度增量,此时航天器的位置不发生变化。

按原轨道和新轨道是否有相交点,轨道机动可分为轨道改变和轨道转移,如图9-12所示。当原轨道与新轨道相交(或相切)时,在交点(或切点)施加一次冲量,即可使航天器由原轨道转入新轨道,这种情况称为轨道改变。当原轨道和新轨道不相交(或不相切)时,则至少要施加两次推力冲量才能使航天器由原轨道转入新轨道,这种情况称为轨道转移。连接原轨道和新轨道的中间轨道,称为过渡轨道或转移轨道。

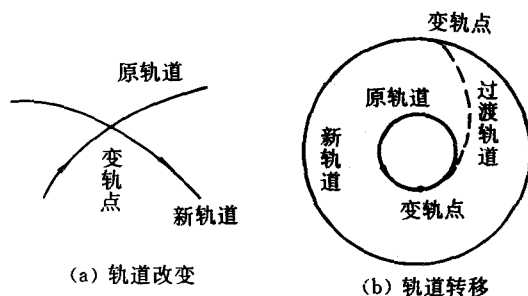


图9-12 轨道机动

此外,为了消除摄动因素(外界干扰因素)等影响,采取的保持航天器在预定轨道上稳定飞行的轨道机动称轨道保持。为消除由入轨条件偏差而引起的轨道(参数)偏差,使航天

器按预定轨道飞行的轨道机动称轨道调整。上述两种俱可称为轨道校正。

9.5.1 轨道改变(共面)

设两轨道是分别以地心为焦点的椭圆轨道 I_1 和 I_2 , 半通径分别为 p_1 和 p_2 , 偏心率分别为 e_1 和 e_2 , 它们的长轴之间的夹角为 φ (近地点之间的夹角), 运动方向相同, 如图 9-13 示。

由图可见, 要实施由轨道 I 向轨道 II 的改变, 只需在两椭圆的交点 Q 处施加一次冲量, 即可使速度由 v_1 变为 v_2 , 从而使轨道 I 变为轨道 II 。由图可见, 速度增量为 $\Delta v = v_2 - v_1$, 而 Q 点称为变轨点。

两轨道共面同轴同向情况下的轨道改变, 是一种最基本的情况, 在此仅讨论椭圆轨道圆形化的特殊情况。同向指运行角速度方向均朝北或朝南。

设原轨道的半通径为 p , 偏心率为 e 。要求在其近地点或远地点实施变轨, 使其转入一条同向圆轨道运动, 如图 9-14, 该圆轨道为变轨后的新轨道。

(1) 变轨在近地点进行, 则对原轨道, 近地点处有

$$\begin{aligned} r_p &= \frac{p}{1+e} \\ v_p &= v_{cp} \sqrt{1+e} \\ &= \sqrt{\frac{\mu}{r_p}} \sqrt{1+e} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1+e) \end{aligned}$$

新轨道的环绕速度即为 v_{cp}

$$\begin{aligned} v_{cp} &= \sqrt{\frac{\mu}{r_p}} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \sqrt{1+e} \\ v_{cp} &< v_p \end{aligned}$$

因

故变轨所需的速度增量大小为

$$|\Delta v_p| = \Delta v_p = v_p - v_{cp} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} [(1+e) - \sqrt{1+e}] \quad (9-27)$$

Δv_p 的方向与 v_p 的方向相反。

(2) 变轨在远地点进行, 则

$$\begin{aligned} r_a &= \frac{p}{1-e} \\ v_a &= v_{ca} \sqrt{1-e} \\ v_{ca} &= \sqrt{\frac{\mu}{r_a}} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \sqrt{1-e} \end{aligned}$$

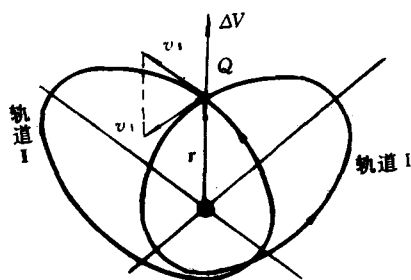


图 9-13 共面轨道改变

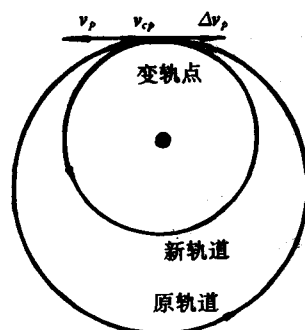


图 9-14 椭圆轨道变为圆轨道

$$v_{ca} > v_a$$

$$|\Delta v_a| = v_{ca} - v_a = \sqrt{\frac{\mu}{a}} [\sqrt{1-e} - (1-e)] \quad (9-28)$$

Δv_a 的方向与 v_a 方向相同。

知道变轨所需 Δv , 即可由齐氏公式算得实现变轨所需推进剂。

实际分析表明, 仅改变速度的大小, 而不改变速度的方向, 所需的速度增量较小, 所以非不得已应避免改变速度方向的变轨。

9.5.2 共面轨道转移

完成两个不相交轨道间的转移, 需要两个速度增量即利用中间转移轨道进行两次轨道改变完成。实际应用中涉及较多的轨道转移是霍曼(Hohmann)转移。

霍曼转移是最常见的轨道机动方法之一, 它主要研究的是共面同心(同向)圆轨道之间的最小能量转移问题, 如图 9-15 所示。能量最小, 意味着推进剂要求量小, 外在表现是两次冲量产生的速度增量之和——特征速度最小。霍曼转移轨道的特点是转移椭圆轨道的近地点与远地点分别与原轨道和新轨道相切, 因此它又称为双共切椭圆轨道。

霍曼转移的实施步骤是: (1) 在初始半径为 r_p 的圆轨道上施加切向冲量 Δv_1 , 其速度 $v_{cp} + \Delta v_1 = v_1$ 使航天器进入远地点正好为 r_a 的椭圆轨道; (2) 航天器到达远地点时, 再在远地点施加冲量 Δv_2 , 使 $\Delta v_2 + v_2$ 等于当地环绕速度 v_{ca} , 则航天器进入高轨道。可以证明: 当 $\frac{r_a}{r_p} <$

11.94 时, Hohmann 转移是使总的速度增量 $\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2$ 为最小的转移方式, 即最小能量转移。

由图 9-15 已知, 转移轨道的近地点和远地点分别为 r_p 、 r_a , 则椭圆半长轴为

$$a_t = \frac{1}{2}(r_a + r_p)$$

由活动积分得

$$\begin{aligned} v &= \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \\ v_1 &= \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_p} - \frac{1}{r_a + r_p} \right)} = \sqrt{\frac{\mu}{r_p}} \sqrt{\frac{2r_a}{r_a + r_p}} \\ \Delta v_1 &= v_1 - \sqrt{\frac{\mu}{r_p}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_p}} \left(\sqrt{\frac{2r_a}{r_a + r_p}} - 1 \right) \\ v_2 &= \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_a} - \frac{2}{r_a + r_p} \right)} = \sqrt{\frac{\mu}{r_a}} \sqrt{\frac{2r_p}{r_a + r_p}} \end{aligned}$$

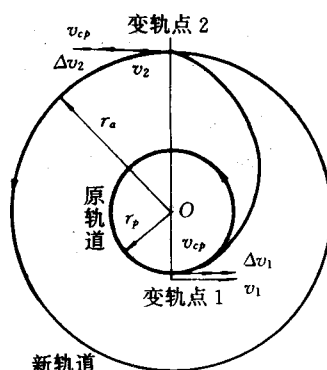


图 9-15 霍曼转移示意图

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_a}} - v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_a}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_p}{r_a + r_p}} \right)$$

从而

$$\begin{aligned} \Delta v_T &= \Delta v_1 + \Delta v_2 \\ &= \sqrt{\frac{\mu}{r_p}} \left(\sqrt{\frac{2r_a}{r_a + r_p}} - 1 \right) + \sqrt{\frac{\mu}{r_a}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_p}{r_a + r_p}} \right) \end{aligned} \quad (9-29)$$

从上述对霍曼转移的讨论中可进一步引申以下几点:

(1) 上面讨论是由低轨道向高轨道转移,即向外转移情况,实际上,Hohmann 转移同样可用于向内转移情况,即由高轨道向低轨道转移。此时,先用 Δv_2 减小速度,然后到近地点上用 Δv_1 减小速度,从而实现最终圆轨道。

(2) Hohmann 转移所用的飞行时间正好是转移轨道周期的一半,即

$$T_t = \pi \sqrt{\frac{a_t^3}{\mu}} = \pi \sqrt{\frac{(r_a + r_p)^3}{8\mu}}$$

故可证明,Hohmann 转移所需能量最少,但转移所用时间最长。因此在紧急情况下,即在要求转移时间尽可能短的情况下,就要用到快速转移问题,此时涉及到两共面圆轨道之间的一般转移方式。此时的转移轨道与两圆轨道相交,同样可以求出所需的 Δv_1 、 Δv_2 。

(3) 上述讨论的 Hohmann 转移方法可以很方便地推广到两个共面共轴同心同向椭圆轨道间的轨道机动问题,如图 9-16 所示。

(4) Hohmann 转移可用于交会。如图 9-17 示, P 表示目标航天器(如空间站), A 表

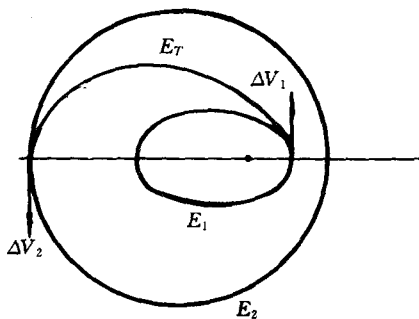


图 9-16 共面共轴同心圆轨道间的转移

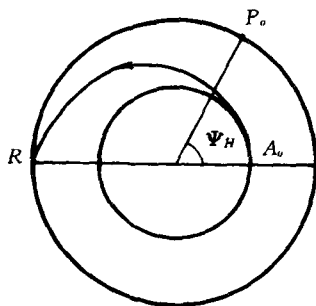


图 9-17 交会问题

示主动航天器, R 为预估交会点,则交会条件为:

$$t(A_0 \rightarrow R) = t(P_0 \rightarrow R)$$

于是

$$\frac{\pi}{\sqrt{\mu}} \left(\frac{r_a + r_p}{2} \right)^{\frac{3}{2}} = \frac{\pi - \psi_H}{2\pi} \cdot 2\pi \sqrt{\frac{r_a^3}{\mu}}$$

最后得

$$\psi_H = \pi \left[1 - \left(\frac{r_a + r_p}{2r_a} \right)^{\frac{3}{2}} \right]$$

此即为保证交会成功要求初始时刻 A 相对 P 的角度。

(5) 从低轨道上逃逸($e=1$, 抛物线, $r_a \rightarrow \infty$) 的速度增量是

$$\Delta v_{esc} = (\sqrt{2} - 1) \sqrt{\frac{\mu}{r_p}}$$

同样的增量,作 Hohmann 转移,可以达到的圆轨道高度为 $r_a = 3.4r_p$ (证明从略)。进一步分析表明:仅从速度增量来看,能把有效载荷送入地球同步轨道的火箭能够把更重的有效载荷送往月球或送入日心轨道(逃逸)。

9.5.3 轨道面的旋转

前面讨论的轨道改变与轨道转移问题都是限定在同一平面内的轨道机动问题,然而非共面两轨道之间的轨道机动也是比较普遍的。

不难发现,发射场所在的纬度 φ ,决定了从该发射场发射的航天器的最小轨道倾角 i ,因此在要求轨道倾角 i 小于 φ 时,只有通过平面旋转的办法来达到预定轨道,如发射同步静止地球卫星,只能这样做(此时 $i=0$)。

加上轨道面旋转的要求,就会显著增加轨道机动的复杂性,在此只讨论不改变轨道形状或能量的轨道平面纯旋转问题。

如图 9-18 所示的两个圆形轨道的倾角相差 Δi ,轨道 E_1 上的航天器要机动到轨道 E_2 上,这只有使轨道 E_1 绕节线旋转一个 Δi 才能实现。由速度矢量图可见,当 Δi 很小时,

$$\Delta v = v \Delta i \quad (9-30)$$

Δi 较大时,要用到余弦定律。

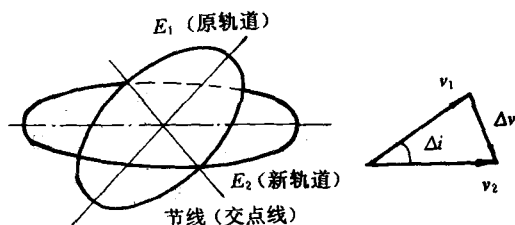


图 9-18 轨道面旋转示意图

9.6 轨道摄动

前面讨论的问题都是以二体问题的运动微分方程作为基础的,而该方程成立实际上隐含着二体问题的两个基本假设,即地球是质量均匀分布的球对称体,同时航天器只受地球引力作用。然而航天器不仅仅只受地球引力作用(还有太阳引力、月球引力、其它天体引力、大气阻力、太阳光辐射压力……),地球亦非理想的正圆球,而是形状和质量分布很复杂的天体,所有这些导致实际的航天器轨道有别于理想的二体轨道(开普勒轨道)。但相比之下,其他力毕竟远小于地心引力,因此,实际的轨道运动与二体近似的轨道运动偏离不大,因此常把航天器的实际运动视为规则的二体运动与不规则的摄动运动迭加的结果,如此,实际的复杂运动可用摄动方法求解。

9.6.1 摄动和摄动因素

一般认为,航天器除受到二体问题讨论的地球引力之外,所受到的所有其它力统称为摄动力。考虑摄动力作用所得到的航天器运动轨道与不考虑摄动力所得到的(理想)轨道

之间的偏差,称为航天器所受到的摄动。

摄动有两种形态,一种叫做长期摄动(轨道参数总是朝同一方向变化的摄动),另一种叫做周期摄动(轨道要素的数值有时增加,有时减小,在某一平均值附近摆动的摄动)。周期摄动又分短周期摄动(摄动周期很短,才几个小时)和长周期摄动(摄动周期很长,约几十天甚至一年以上,可视为长期摄动)。

引入摄动概念研究航天器的运动,既可以得到航天器(实际)运动的清晰概念,又可使问题得到简化,从而有利于我们建立基本概念,掌握基本方法与基本理论。

由于摄动力与地球引力相比是小量,因此用二体模型描述航天器的运动是一个较好的近似,而另一方面,考虑轨道摄动,深入研究航天器的运动时,以二体模型为基础,可以把航天器的实际轨道看成是不断变化的椭圆,航天器在不同的时刻沿着不同的椭圆轨道运动,换言之,轨道要素不再是常量,而是时间的函数 $a(t)$ 、 $e(t)$ 、 $i(t)$ 、 $\Omega(t)$ 、 $\omega(t)$,这样的椭圆被称为“密切椭圆”(因其瞬息即变,故也称“瞬时椭圆”),航天器的实际轨道就是这些无数变化着的椭圆的包络线,如图 9—19 所示。很显然,航天器在任意 t 时刻的 r 、 v 在实际轨道和密切椭圆轨道上是一样的,但加速度矢量 a 不同。

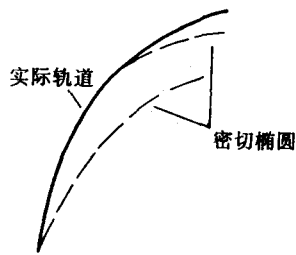


图 9—19 密切椭圆与实际轨道

9.6.2 摄动加速度常用表达式

考虑摄动时,航天器的实际运动方程写成

$$\ddot{\mathbf{r}} + \frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} = \mathbf{a}_p \quad (9-31)$$

摄动加速度项 $\mathbf{a}_p$ 的存在,使得实际运动微分方程无解析解,只能采用数值积分技术或近似解法,相应地引出了特殊摄动法和一般摄动法。

无论用何种方法求解摄动轨道,都需要知道摄动加速度 $\mathbf{a}_p$ 的表达式。

有关分析表明,不同高度的航天器轨道,航天器所受摄动力的大小如下表 9—1。由表可见,作近地轨道运行的航天器,主要摄动力是地球的非球形引力和大气阻力;对较高轨道航天器,太阳和月球引力成为主要摄动力。下面简单介绍地球的非球形引力和大气阻力。

1. 非球形地球引力

为了说明地球的非球形引力,常引入引力位(势)函数的概念。利用势函数,可以找到摄动力(还可以大致看出地球的形状)。因为势函数对任何方向轴变量的偏导数就是航天器在该方向的加速度。以质量均匀分布正圆形地球为例,它在距离地心 r 处的引力势函数定义为 $U = \frac{\mu}{r}$,则其在矢径方向的梯度(偏导数)就是它的引力加速度 $-\frac{\mu}{r^2}$,现在可以看到引力势函数与单位质量的势能正好差一个负号。

实际地球并不是一个正球体,而且密度分布也不均匀,因此,真正的地球引力势不仅与地心距离 r 有关,而且与航天器所处位置的经度 λ 和纬度 φ 也有关,即

表 9-1 常见轨道所受摄动力大小

摄 动 力	近地轨道 (约 200km)	中高度轨道 (约 1000km)	地球同步轨道 (约 35800km)
引力场二阶带谐项 J_2	10^{-3}	10^{-3}	10^{-7}
其它全部球谐项	10^{-6}	10^{-6}	10^{-9}
大气阻力	0.4×10^{-5}	-10^{-9}	0
太阳辐射压力	0.2×10^{-8}	-10^{-9}	-10^{-9}
太阳引力	0.3×10^{-7}	0.5×10^{-7}	0.2×10^{-6}
月球引力	0.6×10^{-7}	0.1×10^{-6}	0.5×10^{-6}

注:以上数值都是和地球表面处单位质量航天器所受均匀球形地球引力相比的。计算大气阻力时,假定航天器质量 1000kg,垂直于航天器运动方向的横截面积为 1m^2 。

$$U = U(r, \varphi, \lambda)$$

测地人造卫星的观测表明,经度 λ 的影响较小,可予忽略,故引力势函数只与 r, φ 有关。通常认为地球引力势函数相对于地球自转轴是旋转对称的,则它的表达形式是

$$U = \frac{\mu}{r} - \frac{1}{2} J_2 \frac{\mu R_0^2}{r^3} (3\sin^2\varphi - 1) + \frac{1}{2} J_3 \frac{\mu R_0^3}{r^4} \sin\varphi (5\sin^2\varphi - 3) \\ + \frac{1}{8} J_4 \frac{\mu R_0^4}{r^5} (35\sin^4\varphi - 30\sin^2\varphi + 3) + \dots$$

式中, r 为航天器到地球几何中心的距离; φ 为航天器所在位置的纬度; $J_2, J_3, J_4, \dots$ 为无量纲的地球势函数系数,称为地球引力场势函数的带谐系数,它们的数值反映着地球的形状和密度分布。其中系数 J_2, J_4 等项中的 $\sin\varphi$ 以偶次幂的形式出现,它们是南北对称的,称为偶带系数。系数 J_3, J_5 等项中的 $\sin\varphi$ 以奇次幂的形式出现,反映着南北不对称性,称奇带系数。

由于地球形状摄动,人造卫星轨道发生变化。因此,可以通过观测卫星轨道变化来求出这些系数,从而得到地球引力场的情况。目前已知

$$J_2 = 1.08263 \times 10^{-3}$$

$$J_3 = 2.54 \times 10^{-6}$$

$$J_4 = 1.61 \times 10^{-6}$$

.....

分析前面势函数公式可知,右端第一项是把地球视作质点引力的势函数;第二项含 J_2 约是第一项的 10^{-3} ,我们称之为—阶摄动;第三、四项含 J_3, J_4 ,它们约是第一项的 10^{-6} 倍,称之为二阶摄动。

实际航天器轨道数据表明,在地球非球形摄动中,包含 J_2 项的精度相当于距离偏差不超过 10km,速度偏差小于 10m/s,引起 Ω 和 ω 的长期变化分别为每天不超过 10° 和 20° ;包含 J_3, J_4 等其它项的精度相当于距离和速度偏差分别在 10m 和 1m/s 之内,引起 Ω 和 ω 的长期变化对一般的卫星通常每百天小于 1° 。因此,研究航天器在不太长时间内的

运动,只需考虑地球形状的一阶项。

2. 大气阻力

地球周围包围着大气,大气密度随高度增加而下降,近地飞行环境中,大气虽然非常稀薄,但航天器在其中飞行时,仍有与航天器运动相反方向的空气阻力产生,从而阻碍航天器的运动。工程实际表明,在离地 300km 高度以下,大气阻力属主要摄动力。

大气阻力的摄动加速度表达式为:

$$W_D = \frac{F}{m} = - \frac{C_D S}{m} \frac{\rho v_k^2}{2}$$

式中, m 为航天器质量; v_k 为航天器相对大气的速度; C_D 是阻力系数,与航天器外形、飞行姿态及轨道高度等有关; ρ 为大气密度。

9.6.3 地球扁率的摄动

前已指出,在地球形状摄动中,系数 J_2 项是主要的摄动项,这一项表明了地球椭球体的扁率,所以称该项引起的摄动为地球扁率的摄动。

实际分析表明,地球扁率引起的摄动,主要的效应是升交点赤经和近地点角距的长期变化,而且这种变化主要由 J_2 项引起,即

$$\begin{cases} \frac{d\Omega}{dt} = -9.964 \frac{\left(\frac{R_E}{a}\right)^{\frac{7}{2}}}{(1-e^2)^2} \cos i \text{ (度/天)} \\ \frac{d\omega}{dt} = 4.982 \frac{\left(\frac{R_E}{a}\right)^{\frac{7}{2}}}{(1-e^2)^2} (5\cos^2 i - 1) \text{ (度/天)} \end{cases} \quad (9-32)$$

式中, a 为航天器轨道半长轴; R_E 为地球赤道平均半径, $R_E = 6378.144\text{km}$; e 为航天器轨道偏心率,对圆轨道 $e=0$; i 为轨道倾角。

由式(9-32)可得如下结论:

(1) $\frac{d\Omega}{dt}$ 表明了轨道面在空间的进动运动

当 $0^\circ < i < 90^\circ$ 时,对应顺行轨道,此时 $\frac{d\Omega}{dt} < 0$,升交点西退,或说轨道平面的旋转方向与地球的自转方向相反。其中, $i \approx 0^\circ$,西退速度最大,如果 $\frac{R_E}{a} \approx 1, e \approx 0$,那么西退速度约每天 10° ,这样经过 36 天就绕转一圈。

$i = 90^\circ$,对应极轨道, $\frac{d\Omega}{dt} = 0$,说明其轨道平面不受地球形状的影响。

$i > 90^\circ$,对应逆行轨道,此时 $\frac{d\Omega}{dt} > 0$,升交点东进,即轨道平面的旋转方向与地球自转方向一致。由此可以引出太阳同步轨道的概念。

太阳同步轨道:指卫星轨道面转动角速度 $\frac{d\Omega}{dt}$ 与地球公转角速度相同的轨道(见图 9-20)。地球绕太阳一周为一恒星年,因此平均每天约转过 $1^\circ \left(\frac{360^\circ}{365.25636} = 0.9856^\circ/\text{天} \right)$,如

此只要选择合适的 i, a, e , 使 $\frac{d\Omega}{dt} = 0.9856^\circ/\text{天}$, 即可实现与太阳同步的目的。这种轨道的特点是卫星每天经过同一纬度时的太阳高度角相同, 即卫星经过某一特定位置时的太阳光照条件相同(如图 9-21 所示), 这样便于侦察、照相。这类轨道常用于照相侦察卫星、侦察卫星和气象卫星。

典型参数:

$$a \approx 7300\text{km}, e \approx 0, i \approx 99^\circ.$$

(2) $\frac{d\omega}{dt}$ 表示轨道半长轴方向在轨道面内的转动

当 $5\cos^2 i - 1 = 0$, 即 $i = 63.4^\circ$ 时, $\frac{d\omega}{dt} = 0$, 此时航天器长轴的方向在轨道面内不动, 故 63.4° 称为“临界倾角”, 俄罗斯“闪电”系列卫星采用的就是这种倾角的轨道。

当 $0^\circ < i < 63.4^\circ$ 时, $\frac{d\omega}{dt} > 0$, 长轴转动方向和航天器运动方向一致, 近地点在东进。

当 $63.4^\circ < i \leq 90^\circ$ 时, $\frac{d\omega}{dt} < 0$, 长轴转动方向和航天器运动方向相反, 近地点在西退。

(3) 轨道面进动的定性解释

一个旋转着的物体, 除了具有定向性外, 还有一个重要的特性, 就是当它受到外界的力矩作用时, 它并不沿着力矩的方向转动, 而是沿着力矩所在平面相垂直的方向转动, 这种运动就叫进动。

儿童玩具陀螺, 当它的旋转轴偏离铅垂线以后, 陀螺本身的重量就会产生一个使它向下倒的力矩, 但它并不倒下去, 而是产生一种新的运动——绕铅垂线慢慢转动, 这就是进动, 如图 9-22 所示。

航天器轨道面的转动属道理相同的一种进动。地球赤道的鼓出部分, 可简化为赤道上的一个小圈质量环, 如图 9-23 所示, 它对具有倾角的轨道面产生一个倒向赤道面的力矩。导致轨道面绕地球南北轴作进动。进动方向与轨道倾角有关。倾角小于 90° , 轨道面逆地球自转产生进动, 因此升交点向西漂移; 倾角等于 90° , 不动; 倾角大于 90° , 升交点顺着自转方向东进。

9.6.4 大气阻力摄动

前已指出, 大气阻力的作用方向基本上与航天器的运动方向相反, 这意味着它仅作用在轨道平面内而不会改变轨道平面本身在空间中的位置, 即 $\frac{di}{dt} = \frac{d\Omega}{dt} = 0$, 详细分析表明, 大气阻力对近地点角距 ω 的影响也不大, 可认为 $\frac{d\omega}{dt} = 0$ 。

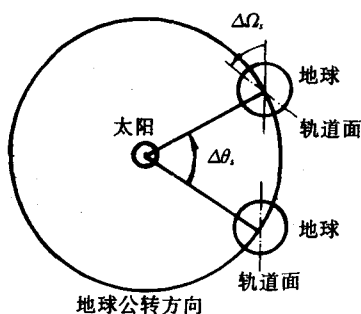


图 9-20 太阳同步轨道

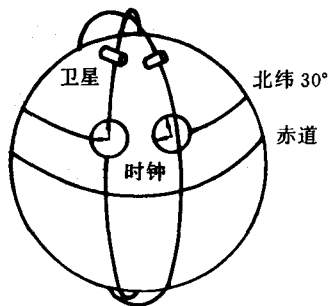


图 9-21 太阳同步轨道卫星的特点

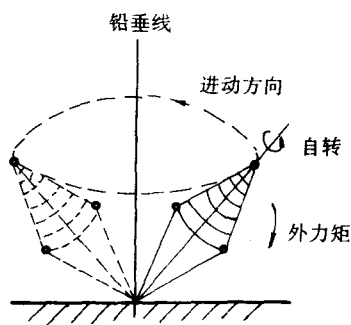


图 9-22 陀螺运动示意图

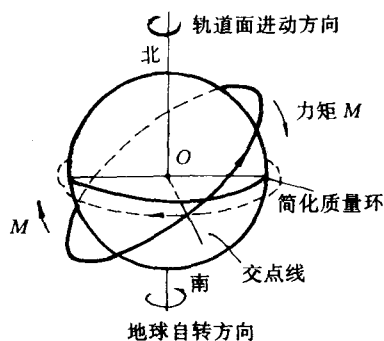


图 9-23 轨道面进动示意图

大气阻力对航天器轨道的显著影响是改变轨道参数 a 和 e , 有关分析表明

$$\frac{da}{dt} < 0, \quad \frac{de}{dt} < 0$$

$$\begin{cases} \frac{dr_a}{dt} = (1+e) \frac{da}{dt} + a \frac{de}{dt} \\ \frac{dr_p}{dt} = (1-e) \frac{da}{dt} - a \frac{de}{dt} \end{cases}$$

说明轨道的远地点降低, 长轴缩短, 偏心率变小, 轨道越来越小, 越来越圆(最后陨落在稠密大气层中)。此外, 在改变轨道的过程中, 远地点下降很快, 近地点下降缓慢, 在一段时间内, 可以认为航天器的近地点高度几乎是不变的, 而远地点高度变化较大, 航天器轨道变小的原因是由于远地点高度的变小。

大气阻力对航天器轨道的影响可做如下定性解释:
如图 9-24 所示, 由于大气密度随高度衰减很快, 所以大气阻力主要作用在过近地点 p 处, 此时大气阻力作用的结果是消耗航天器的能量, 使速度 v 减小了; 又阻力方向与运动方向相反, 在近地点处垂直于近地点距离 r_p , 所以大气阻力并不改变 r_p 的大小, 由活劲积分易知, 这导致半长轴 a 减小。过近地点后, 地面高度很快增加, 大气密度迅速减小, 可近似认为没有大气阻力而呈自由飞行。如此回到近地点 p 处才又受到显著的大气阻力。由于方向仍是垂直, 结果 r_p 保持不变, 即有

$$\begin{aligned} \Delta r_p &= \Delta[a(1-e)] \\ &= (1-e)\Delta a - a\Delta e = 0 \end{aligned}$$

从而

$$\Delta e = \frac{1-e}{a} \Delta a$$

又

$$\Delta a < 0$$

所以

$$\Delta e < 0$$

这说明, 航天器在大气层中轨道越来越小, 越变越圆。同时, 近地点高度几乎保持不变, 主要减小的是远地点高度。

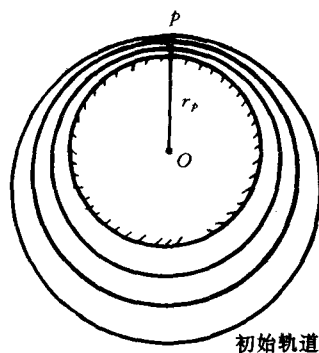


图 9-24 大气阻力摄动示意图

第十章 航天器相对地面运动特性

在一次实际航天飞行任务中,轨道上运行的航天器一般都要收集和传输地面的电磁波信息及与地面测控网保持光学的和无线电的联系,换言之,它必须随时与地面建立相应的确定关系。从事航天技术的各有关人员应该了解这种关系,所以本章主要研究航天器相对地球表面的运动规律。

10.1 星下点与星下点轨迹

10.1.1 基本概念

研究航天器与地球表面的几何关系时常用“星下点”这个名称。星下点即航天器垂直投影到地面上的一个点,或者说航天器与地心的连线与地球表面的相交点,如图 10-1 示。星下点位置常用地理纬度 φ 和地理经度 λ 表示。

航天器在轨道上的每一个位置,都会在地面留下一个相应的投影点,也就会有一个相应的星下点,航天器在轨道上不断飞行,它在地面的投影点就连成一条线,这条线就称星下点轨迹或称地面轨迹、星下线。

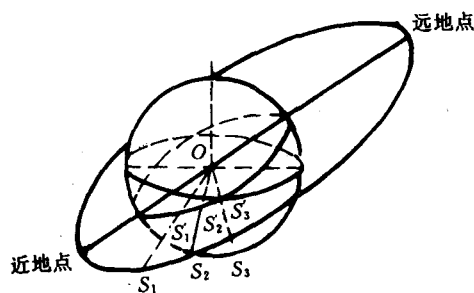


图 10-1 无旋地球上的星下点轨迹

假如地球不旋转,那么航天器将一次次重复相同的地面轨迹;考虑地球自转时航天器的轨道平面在空间保持不动,其地面轨迹的确定相对复杂;再考虑摄动的影响,则地面轨道确定问题更加复杂。

10.1.2 地图投影

星下点轨迹是球面上的曲线,实际应用时,通常要将其绘制在平面地图上,得到地图上的星下点轨迹。如测控指挥中心大显示屏上显示的就是这种轨迹。但是,地球的球形表面为不可展的曲线,所以试图直接将曲线展成平面的想法是不可行的,即将曲面表示为平面时将发生裂隙和褶皱。为此要通过一些过渡的方法——投影方法,如此引出了地图投影的概念。

地图是用数学方法在平面上显示整个(或部分)地球表面各种信息的一种图解形式。地图投影是指以一定的数学关系将地球表面上的经纬线网格表示到平面上去的投影方

法。

在地球表面,点的位置用地心纬度 φ 和经度 λ 表示,同一点在平面上则用直角坐标 X, Y 表示。如此地球表面上的点 $P(\varphi, \lambda)$ 就对应于平面上的点 $P'(X, Y)$,两点间的函数关系为

$$\begin{cases} X = f_1(\varphi, \lambda) \\ Y = f_2(\varphi, \lambda) \end{cases} \quad (10-1)$$

地球表面上的经纬线是连续而规则的曲线,因而平面地图上的经纬线也应是连续和规则的。现有多种投影方法,不同的投影方法可以得到不同式样的地图。描述航天器星下点轨迹时,常使用墨卡托(Mercator)投影图,即正轴圆柱等角投影图。它采用的投影关系为:

$$\begin{cases} X = X(\varphi) = R \ln \operatorname{tg} \left(45^\circ + \frac{\varphi}{2} \right) \\ Y = R \lambda \end{cases} \quad (10-2)$$

在该投影中,地球上的经纬线在平面地图中是相互正交的平行直线。其中取经度 $\lambda=0$ 的经线的投影为 X 轴,取赤道的投影为 Y 轴。如图10-2示。

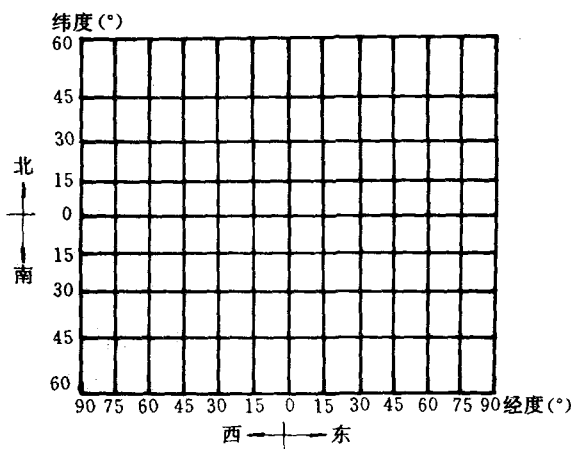


图10-2 正轴圆柱等角投影(墨卡托投影)地图

该地图的直观做法是:把地球上不同纬度的纬线在地图上拉得和赤道纬线一样,纬度越高纬线拉长越多,相应的随着纬度的增加,经线也拉得越长,到两极地区,经线拉长得无法在地图上表示。

10.1.3 无旋地球上的星下点轨迹

假如不考虑摄动,则航天器的轨道总是在通过地心的固定平面之内,平面内的航迹在非旋转的球形地球表面上的投影是一个大圆。若地球不转动,那么航天器将一次次重复相同的地图轨迹。

在赤道直角坐标系中,或称赤经赤纬坐标系中,航天器在 t 时刻的位置为 r, α, δ (r ——离地心距离; α ——赤经,从春分点起量; δ ——赤纬,自天赤道起算,向北天极 $0^\circ \sim 90^\circ$,向南天极 $0^\circ \sim -90^\circ$),见图10-3,则在不考虑地球旋转的条件下,此刻星下点在地球上的坐标即 (α, δ) 。又航天器在 t 时刻的运动状态在轨道要素中用该时刻的升交点角距来表示 $u = \omega + \nu$,故航天器的地面轨迹,主要是 α, δ 随 u 变化的关系,或者说是 α, δ 与轨道要素间的关系。由球面三角几何学可以得到参数形式表示的星下点轨迹方程如下:

$$\begin{cases} \delta = \arcsin(\sin i \sin u) \\ \alpha = \Omega + \arctg(\cos i \operatorname{tg} u) \end{cases} \quad (10-3)$$

$$u = \omega + \nu$$

定义航天器在某时刻 t 的速度矢量 V 在当地水平面内的投影与当地北方向之间的夹角为星下点轨迹的方位角 A (顺时针为正), 则由球面三角几何学并经过换算可得

$$A = \arctg \left(\frac{\text{ctg} i}{\cos u} \right) \quad (10-4)$$

由上述无旋地球星下点轨迹方程可得如下结论:

(1) 无旋地球上的星下点轨迹(大圆)只与轨道要素 i 和 u 有关, 而与轨道的大小、形状和近地点角距 ω 无关。如此, 在同一轨道面内的轨道, 不论其形状为圆或椭圆, 也不论椭圆轨道的近地点在什么位置, 它们的星下点轨迹相同。

(2) 因 $0^\circ \leq i \leq 180^\circ$, 则由 $\delta = \arcsin(\sin i \sin u)$ 可知,

当 $0^\circ \leq u \leq 180^\circ$ 时, $\delta \geq 0^\circ$, 即星下点轨迹在北半球;

当 $180^\circ \leq u \leq 360^\circ$ 时, $\delta \leq 0^\circ$, 星下点轨迹在南半球。

当 u 从 -90° 变化到 90° , 航天器由南向北飞行, 这一段航天器轨道就称为升段。

当 u 从 90° 变化到 270° , 航天器由北向南飞行, 称降段。

(3) 当 $u = 90^\circ$ 时, $\delta \rightarrow \delta_{\max}$; 当 $u = -90^\circ$ 时, $\delta \rightarrow \delta_{\min}$ 。且

$$\begin{cases} \delta_{\max} = \begin{cases} i & \text{当 } i \leq 90^\circ \\ 180^\circ - i & \text{当 } i \geq 90^\circ \end{cases} \\ \delta_{\min} = \begin{cases} -i & \text{当 } i \leq 90^\circ \\ i - 180^\circ & \text{当 } i \geq 90^\circ \end{cases} \end{cases} \quad (10-5)$$

因此, 航天器的轨道倾角决定了星下点轨迹所能达到的南北纬度的极限。

(4) 由 $A = \arctg \left(\frac{\text{ctg} i}{\cos u} \right)$ 可知, 当 $i = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ$ 时, 方位角 A 为固定值, 它们相应地分别为 $A = 90^\circ, 0^\circ$ 或 $180^\circ, 270^\circ$ 。此外, A 与 u 无关。

而 $\cos u$ 的极值为 $u = 0^\circ, \cos u = 1; u = 180^\circ, \cos u = -1$ 。由此可得极值。

$$\begin{cases} u = 0^\circ \text{ 时} & A_{\min} = 90^\circ - i \\ u = 180^\circ \text{ 时} & A_{\max} = 90^\circ + i \end{cases} \quad (10-6)$$

由上式知, 轨道倾角 i 也决定了方位角变化的范围。在 $u = \pm 90^\circ$ 时, 对 $i < 90^\circ$ 轨道, 有 $A = 90^\circ$; 对 $i > 90^\circ$ 轨道, 有 $A = -90^\circ$ 。这说明对 $i < 90^\circ$ 的轨道, 在升段向东北方向飞行, 在降段向东南方向飞行; 对 $i > 90^\circ$ 的轨道, 在升段向西北方向飞行; 在降段向西南方向飞行。

(5) 由球面直角三角形还可知

$$\cos u = \sin A \cos \delta \quad (10-7)$$

由此可以讨论发射场纬度和发射方位角对轨道倾角的影响, 记发射场所处点纬度为 φ_0 (经度 λ_0), 发射方位角 β_0 , 则由

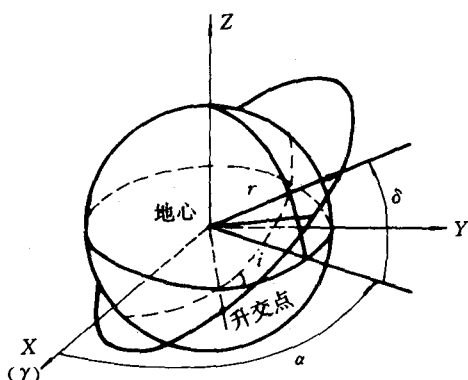


图 10-3 航天器在赤道直角坐标中的位置

$$\cos i = \cos \varphi_0 \sin \beta_0$$

可得

$$i \geq \varphi_0$$

又

$$-90^\circ < \varphi_0 < 90^\circ$$

故

$$\cos \varphi_0 > 0$$

故若要求航天器有顺行轨道,即 $\cos i > 0 (i < 90^\circ)$,则要求 $0^\circ < \beta_0 < 180^\circ$,即向东发射;若要求航天器有逆行轨道,即 $i > 90^\circ, \cos i < 0$,则要求 $180^\circ < \beta_0 < 360^\circ$,即向西发射。

(6)由星下点轨迹方程,逐点计算 α, δ ,然后再描到墨卡托投影图上,即可得到在墨卡托投影图上的地面轨迹。图 10-4 所示为 $i=60^\circ, \Omega=30^\circ$,的轨道地面轨迹。

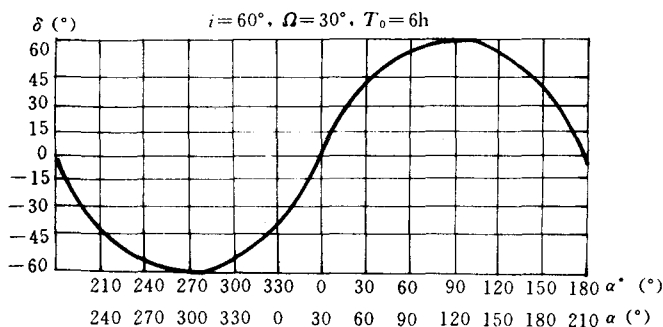


图 10-4 无旋地球上的星下点轨迹

10.1.4 旋转地球上的星下点轨迹

不考虑地球旋转时,前已推出

$$\begin{cases} \delta = \arcsin(\sin i \sin u) \\ \alpha = \Omega + \arctg(\cos i \tan u) \end{cases}$$

则此时对应的地面投影点方程 (φ, λ) 为

$$\begin{cases} \varphi = \delta \\ \lambda = \alpha - \theta_g = \Omega + \arctg(\cos i \tan u) - \theta_g \end{cases} \quad (10-8)$$

式中, θ_g 为 Greenwich 恒星时,记 $\theta_0 = \theta_{g0} + \omega_e(t - t_0)$ 。则引出旋转地球星下点轨迹

$$\begin{cases} \varphi = \arcsin(\sin i \sin u) \\ \lambda = \Omega + \arctg(\cos i \tan u) - \theta_{g0} - \omega_e(t - t_0) \end{cases} \quad (10-9)$$

这就是旋转地球上的星下点轨迹方程。将此结果与不旋转地球的结果进行比较易知,两者的差别只是旋转地球上的经度多了一个时间的线性项 $-\omega_e t$ 。由于时间 t 与 a, e, ω, u 有关,所以旋转地球上的星下点轨迹就与所有轨道要素有关。这比无旋地球上的星下点轨迹复杂得多,一般难以直观看出其形式,只能逐点计算描绘。

进一步,考虑摄动项的存在,则

$$\Omega = \Omega_0 + \frac{d\Omega}{dt}\Delta t = \Omega_0 + \frac{d\Omega}{dt}(t - t_0)$$

最后得

$$\begin{cases} \varphi = \arcsin(\sin i \sin u) \\ \lambda = \Omega + \arctg(\cos i \tan u) - \theta_{g0} - \left(\omega_e - \frac{d\Omega}{dt} \right) (t - t_0) \end{cases} \quad (10-10)$$

由上述星下点轨迹方程又可得如下结论:

(1) 航天器沿椭圆轨道每运行一圈, 其升交点的地心经度 λ 就改变 $-\left(\omega_e - \frac{d\Omega}{dt} \right) T$, T 为交点周期, 即航天器连续两次经过升交点的时间间隔, 一般情况下, 它与无摄轨道的运动周期基本一致, 即 $T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$, 从而得到两相邻周期的经度差为

$$(\Delta\lambda)_{2\pi} = -2\pi \left(\omega_e - \frac{d\Omega}{dt} \right) \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (10-11)$$

这表明地球旋转的最终影响是地面轨迹朝西移动, 见图 10-5。航天器每转一圈(一个周期), 地面轨迹西移的度数为 $(\Delta\lambda)_{2\pi}$ 。

地球每天自转(向东) 360° , 即每小时向东转 15° , 若近地飞行航天器周期为 90 分钟, 即 1.5 小时, 如此每次西移的度数为 22.5° , 见图 10-6。

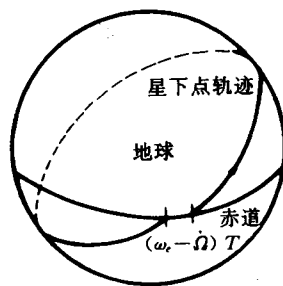


图 10-5 升交点西移情况

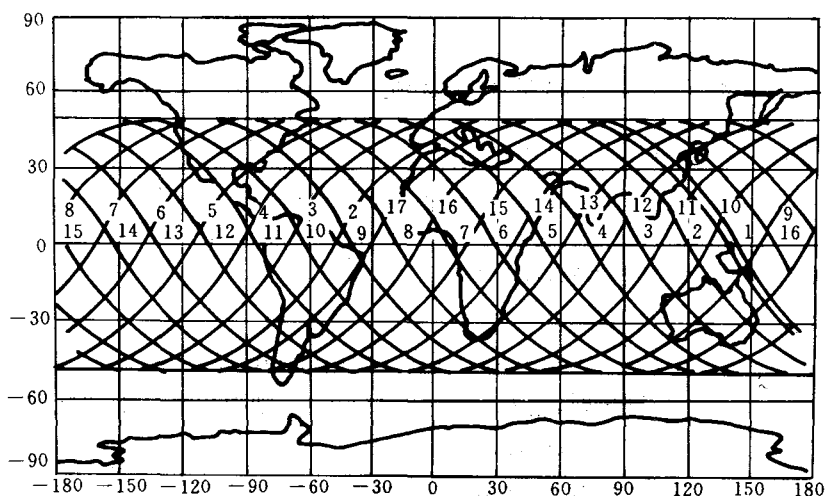


图 10-6 近地轨道运行的星下点轨迹

由于受地球旋转的影响, 航迹方位角将发生变化, 这种变化与 i, a, u, e, ω 等有关, 不在此讨论。

(2) 若使 $(\Delta\lambda)_{2\pi} = 2\pi, 4\pi, \dots$, 则航天器的地面轨迹将不断重复地球转过第一圈时所描

下的轨迹,也就是航天器可以每天一次地飞过某特定地区的目标,以利于侦察、通信、直到最终完成任务。

10.1.5 回归轨道和准回归轨道

在不考虑摄动因素影响时,航天器连续两次通过升交点则航天器运行一圈。当以恒星时为时间的度量单位时,航天器轨道周期为 T_0 时/圈,地球自转周期为 24 时/日,若这两个周期存在下述关系:

$$(24 \text{ 时/日}) / (T_0 \text{ 时/圈}) = N \text{ 圈} / D \text{ 日}$$

其中 D 和 N 均为正整数,且除 1 以外没有公因子,即它们为互质数,这就要求 $24/T_0$ 不能为无理数。满足上式的轨道周期对于地球旋转周期是可通约的,当周期可通约时,则轨道周期与地球旋转周期均可表示为某一时间的整倍数,因而旋转地球上的星下点轨迹将以一定规律进行重复。按航天器运行的顺序给各圈以标号,各圈标号依次为 0, 1, 2... 将 $t=0$ 的升交点记为第 1 日第 0 圈的升交点。由于地球旋转使升交点在旋转地球上逐圈西移一固定值 $15^\circ T_0/\text{圈}$, 若 T 满足式,则有

$$360^\circ D = 15^\circ T_0 N$$

由上式可知,第 $(D+1)$ 日的第 N 圈升交点重合,故第 N 圈星下点轨迹与第 0 圈星下点轨迹重合,以后顺序为第 $(N+K)$ 圈星下点轨迹与第 K 圈星下点轨迹重合,其中 $K=1, 2, 3, \dots$, 由于 N 和 D 为互质数,故 N 和 D 分别为实现星下点轨迹重复所需的最少圈数和日数。

若 $D=1$ 日,则第 2 日重复第 1 日轨迹,星下点轨迹逐日重复的轨道称为回归轨道,例如 $T_0=6$ 时/圈,则有

$$24/6 = 4/1$$

即 $N=4$ 圈, $D=1$ 日,这是重复周期为 4 圈重复日期为 1 日的回归轨道,其示意图如图 10-7(a)所示,其中横坐标为赤道,图中升交点标号即为圈的标号。

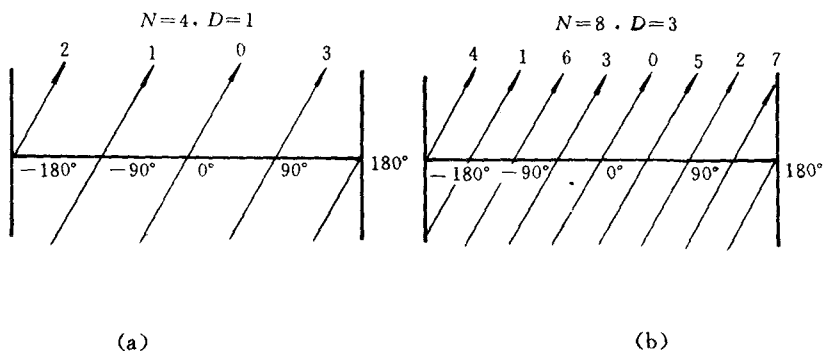


图 10-7 回归轨道

若 $D>1$ 日,则星下点轨迹不逐日重复而是间隔 D 日后进行重复,这种轨道称为准回归轨道。例如 $T_0=9$ 时/圈,则有

$$24/9 = 8/3$$

即 $N=8$ 圈, $D=3$ 日, 这是重复周期为 8 圈, 重复日期为 3 日的准回归轨道, 第 4 日重复第 1 日的星下点轨迹, 其示意图如图 10-7(b) 所示。

10.2 可视区与观测带

10.2.1 可视区

某特定时刻从航天器上可能观测到的地球表面的某一个区域, 即为可视区(或称覆盖区)。实际可视区的大小依赖于航天器上观测设备的视角 θ , 或地面设备的观测角为 σ (如雷达天线的天线仰角)。

设地球是半径为 R 的圆球, O 为地心, 在轨道任一点 S 上航天器距地面高度 h , 星下点 S' , 如图 10-8 所示, 则当航天器上观测设备的视角为 θ , 或地面设备的观测角 σ (如雷达天线的天线仰角) 时, 可视区如图 10-8 示是由球半径 r_3 决定的区域, 其对应的角度 β 为可视地心角。通常也把可视地心角的一半称为航天器对地面的覆盖角, 并记作 d 。

由三角形 OSZ 和三角形 OSP_1 知

$$OS \cos \angle SOZ = R \cos \angle P_1 OZ$$

又 $OS = R + h$, $\angle SOZ = \frac{\beta}{2} + \sigma$, $\angle P_1 OZ = \sigma$, 则得

$$(R + h) \cos \left(\frac{\beta}{2} + \sigma \right) = R \cos \sigma$$

$$\frac{\beta}{2} = \arccos \left(\frac{R \cos \sigma}{R + h} \right) - \sigma \quad (10-12)$$

类似方法, 由三角形 OSP_1 中应用正弦定理

$$\frac{R + h}{\sin \left[180^\circ - \left(\frac{\beta}{2} + \frac{\theta}{2} \right) \right]} = \frac{R}{\sin \frac{\theta}{2}}$$

得

$$\frac{\beta}{2} = \arcsin \left(\frac{R + h}{R} \sin \frac{\theta}{2} \right) - \frac{\theta}{2} \quad (10-13)$$

由可视地心角可得表面可视区的球半径 r_3

$$r_3 = R \cdot \frac{\beta(\text{弧度})}{2} = R \cdot \frac{\beta^\circ}{2 \times 57.3^\circ} \approx 55.6 \beta^\circ (\text{km}) \quad (10-14)$$

由可视地心角 β 可以进一步得到可视区对应的面积 A_s 及其占全球面积的百分比 A 。

$$A = \sin^2 \frac{\beta}{4} \times 100\% \quad (10-15)$$

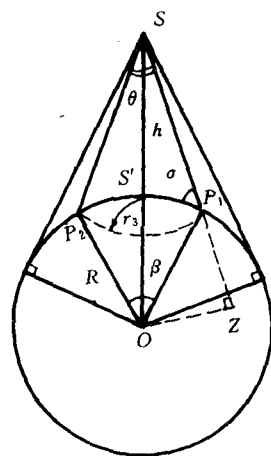


图 10-8 可视区示意图

很显然,最大可视区对应视线正好与地球相切的情况,此时 $\sigma=0^\circ$,则

$$\beta_{\max} = 2\arccos\left(\frac{R}{R+h}\right)$$

$$r_{3\max} = 55.6\beta_{\max}^\circ$$

在这种情况下

$$\theta_{\max} = 2\arcsin\left(\frac{R}{R+h}\right)$$

$$A_{\max} = \sin^2 \frac{\beta_{\max}}{4} \times 100\%$$

例如,载人飞船离地高度 $h=200\text{km}$,对地静止卫星离地高度 $h=35768\text{km}$,则对载人飞船有 $\beta_{\max}=2\times 14.2^\circ=28.4^\circ$, $r_{3\max}=1579\text{km}$, $A_{\max}=1.53\%$ (注:地球表面积约 $510.1\times 10^6\text{km}^2$,故 1% 地球表面积相当于 500 万平方公里);对静止卫星有 $\beta_{\max}=2\times 81.3^\circ=162.6^\circ$, $r_{3\max}=9041\text{km}$, $A_{\max}=42.4\%$.

若对载人飞船加上观测角 $\sigma=15^\circ$ 的限制,则 $\beta=11.05^\circ$, $r_3=614.3\text{km}$, $A=0.232\%$;对静止卫星加上 $\sigma=5^\circ$ 的限制,则 $\beta=152.7^\circ$, $r_3=8489\text{km}$, $A=38.2\%$.

由此可见,可视区包括了相当大的面积,不加 σ 的限制,静止卫星的可视区接近地球面积的一半,如此若在赤道上等间隔放置三颗对地静止卫星,则三个卫星组网,可用于地球上除极地地区附近盲区以外的区域的全部通信。

不同高度航天器其可视区与可视区占全球面积百分比列在表 10-1 中。

表 10-1

$h(\text{km})$	100	150	250	500	1000	2000	35800
$r_{3\max}(\text{km})$	1120	1370	1755	2445	3355	8455	9040
$A(\%)$	0.77	1.15	1.90	3.6	6.8	38.3	42.5

10.2.2 观测带(覆盖带)

随着航天器的运动,可视区移动,形成顺着地面轨迹的地球表面带,在这个带的范围内的地面目标才能被观测到,故称“观测带”,如图 10-9 所示。观测带也称航天器的地面覆盖带。

下面讨论观测带 $L(\text{km})$ 的计算,如图 10-10 画出了在高度为 d 的轨道上飞行的航天器,在此考虑一般性情况,即安装于航天器上的仪器设备的视轴可以不与指向地球中心的方向重合,其偏离角为 α 。

现在,相对于地面轨迹沿两边分布的观测带,可视地心角为

$$\beta = \beta_1 + \beta_2$$

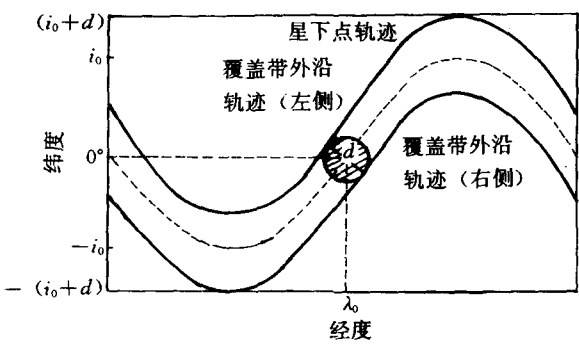


图 10-9 卫星地面覆盖带外沿轨迹

对于只有一边分布的观测带

$$\beta = \beta_1 - \beta_2$$

观测带的宽度

$$L = R \cdot \beta = 6371 \times \frac{\beta^\circ}{573} = 111.2\beta^\circ$$

而从三角形 OSP_1 中,可以得到角 β_1 ,由

$$\frac{R}{\sin\left(\frac{\theta}{2} + \alpha\right)} = \frac{R + h}{\sin\left[180^\circ - \left(\beta_1 + \frac{\theta}{2} + \alpha\right)\right]}$$

得

$$\beta_1 = \arcsin\left[\frac{R + h}{R} \sin\left(\frac{\theta}{2} + \alpha\right)\right] - \left(\frac{\theta}{2} + \alpha\right) \quad (10-16)$$

类似地,由 $\triangle OSP_2$ 得到角 β_2

$$\beta_2 = \arcsin\left[\frac{R + h}{R} \sin\left(\frac{\theta}{2} - \alpha\right)\right] - \left(\frac{\theta}{2} - \alpha\right) \quad (10-17)$$

当观测带为一边分布时,可以类似计算 β_1 和 β_2 ,当观测带对称分布时,则

$$\beta_1 = \beta_2 = \frac{\beta}{2} \quad (10-18)$$

与前一一致,观测带的最大值对应相切情况,此时有最大可视地心角 $\beta_{\max}$ 和最大视角 $\theta_{\max}$,且观测带最大值为

$$L_{\max} = 111.2\beta_{\max}$$

下面给出不同飞行高度的 $\beta_{\max}$ 、 $L_{\max}$ 、 $\theta_{\max}$,它们代表不同航天器观测地球表面的能力。如表 10-2 所示。

表 10-2

$h(\text{km})$	150	500	1000	35800
$\beta_{\max}(\circ)$	24.6	44.0	60.4	162.6
$L_{\max}(\text{km})$	2740	4890	6720	18080
$\theta_{\max}(\circ)$	155.4	136.0	119.6	17.4

对于无线电设备,观测地球表面的能力最大并接近于上表中列出的数值。

对光学侦察设备及电视侦察设备,仪器设备的视角 $\theta < \theta_{\max}$,从而 $L < L_{\max}$ 。

10.2.3 观测范围

航天器地面轨迹为球面正弦曲线,前已提到航天器的轨道倾角决定了星下点轨迹所能达到的南北纬度的极限,则

$$\begin{cases} \text{当 } i \leq 90^\circ \text{ 时} & -i \leq \varphi \leq i \\ \text{当 } i \geq 90^\circ \text{ 时} & -(180^\circ - i) < \varphi < (180^\circ - i) \end{cases} \quad (10-19)$$

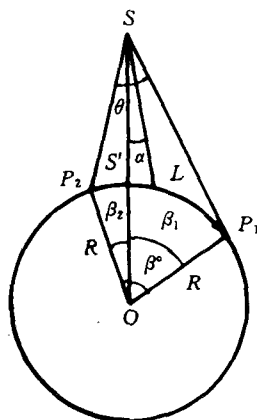


图 10-10 观测带计算示意图

现在考虑到可视地心角 β , 则观测带的纬度范围为

$$\begin{cases} -\left(i + \frac{\beta}{2}\right) \leq \varphi \leq \left(i + \frac{\beta}{2}\right) & \text{当 } i \leq 90^\circ \text{ 时} \\ -\left(180^\circ - i + \frac{\beta}{2}\right) \leq \varphi \leq \left(180^\circ - i + \frac{\beta}{2}\right) & \text{当 } i \geq 90^\circ \text{ 时} \end{cases} \quad (10-20)$$

例如: 某航天器 $i=98^\circ$, 则在 $\beta=4^\circ$ 的情况下, $\Delta\varphi_m = \pm\left(180^\circ - 98^\circ + \frac{4^\circ}{2}\right) = \pm 84^\circ$, 则该航天器可以达到自北纬 84° 至南纬 84° 的观测范围。观测范围的经度在第 n 圈后达到 360° 。

航天器的地面观测能力用地面覆盖带(观测带)的纬度范围与地面覆盖带(观测带)的宽度表征。地面覆盖带纬度的最大值和最小值决定了航天器沿圆轨道运动可覆盖的纬度范围, 地面覆盖带的宽度则决定了航天器沿圆轨道运动可覆盖星下点轨迹的经度范围。

10.2.4 观测带覆盖

两相邻星下点轨迹之间的观测带是不是有覆盖将依星下点西移角度、观测带宽度等不同而不同。在此只讨论低高度圆轨道上运行的航天器以最小宽度的左右侧覆盖带对旋转地球的覆盖, 此时的覆盖带称为最小宽度覆盖带。

当地球以角速度 ω_e 自转时, 则经过 t 时段之星下点轨迹经度改变为 $-\omega_e t$, 与星下点处于同一纬圈的最小宽度覆盖带的经度改变亦为 $-\omega_e t$, 不计摄动则航天器每圈升交点和覆盖带一起西移 $\omega_e T_0$, 如此在航天器运动过程中的每圈可以覆盖旋转地球上的不同地区, 其示意图为图 10-11。

当相邻圈的最小宽度覆盖带在赤道上彼此衔接而不出现空隙时, 则对于回归或准回归轨道而言, 在其回归周期内, 在覆盖带纬度范围内, 可完成东西方向上的全球覆盖。

下面讨论最小宽度覆盖带对旋转地球覆盖的几个问题:

(1) 覆盖情况与升交点每圈移动量的关系很密切, 在不计摄动影响时, 若航天器运动周期为 T_0 , 则地球自转使升交点每圈的移动量为

$$\Delta\lambda_{\omega_e} = -\omega_e T_0$$

在考虑 J_2 项摄动时, 对于圆轨道升交点每圈移动量为

$$\Delta\lambda_{\omega_e} = -\left[\omega_e T + 0.585\left(\frac{R_E}{2}\right)^2 \cos i\right] \quad (\text{度/圈})$$

其中 ω_e 为地球自转角速度, $\omega_e = 0.0041667^\circ/\text{s}$; T 为交点周期, 单位为 s 。

(2) 覆盖带宽度随星下点轨迹的纬度的绝对值增加而增大, 如果相邻圈的星下点轨迹的覆盖带在赤道上彼此衔接, 没有重叠, 则随着纬度的绝对值增加将会出现重叠, 随着纬度绝对值的增大, 重叠也增大。

(3) 航天器在轨道的升段和降段均可对地面进行覆盖, 如果考虑到其他条件的限制

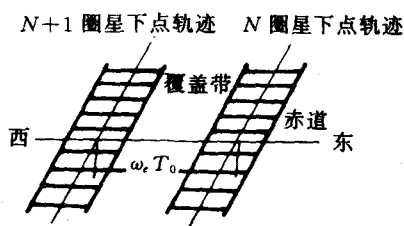


图 10-11 最小宽度覆盖对旋转地球的覆盖

(例如星下点应为阳光照明)而认为只能在部分弧段对地面进行覆盖,则在一回归周期内只能对地球进行一次覆盖。

10.2.5 观测持续时间

指从航天器上可观测某地面目标或地面站可观测航天器的时间区段。对无线电设备也可叫作“无线电观测持续时间”;对通信设备则可叫“通信(观测)持续时间”。

为了确定观测持续时间 t_H , 假定航天器在离地高度为 h 的圆轨道上飞行, 而地面观测目标(或地面站)位置, 离航天器轨道平面在地面上的投影的角距离为 μ , 如图 10-12 所示。图中 σ 为观测角, 航天器 S_1S_2 在轨道段飞行期间可以看到目标 K , S_1S_2 在地球表面上的投影为 $S'_1S'_2$, 这时对应的角度为 β'_H , 设航天器的飞行角速度为 ω_n , 于是观测持续时间为

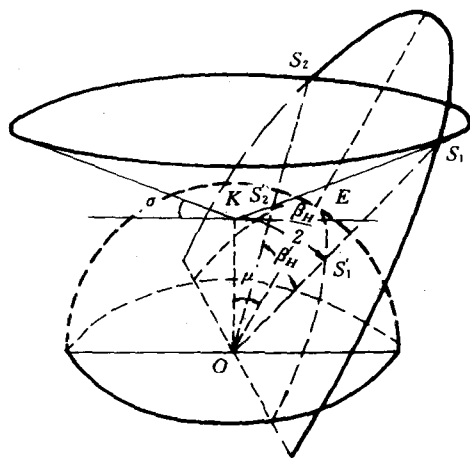


图 10-12 观测持续时间的确定

$$t_H = \frac{\beta'_H}{\omega_n}$$

平均角速度

$$\omega_n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

为了计算 β'_H , 画出目标 K 的可能观测区域, 如图 10-13, 其中 β_H 为轨道平面经过目标 K 时, 即 $\mu=0^\circ$ 时的可视地心观察角。在观测角 σ 的限制条件下,

$$\frac{\beta_H}{2} = \arccos\left(\frac{R}{R+h}\cos\sigma\right) - \sigma \quad (10-21)$$

稍作分析可知, S'_1EK 是球面直角三角形, 则由球面直角三角形三条边的关系可得

$$\cos \frac{\beta_H}{2} = \cos \mu \cdot \cos \frac{\beta'_H}{2}$$

即

$$\cos \frac{\beta'_H}{2} = \frac{\cos \frac{\beta_H}{2}}{\cos \mu}$$

于是

$$t_H = \frac{2}{\omega_n} \arccos \left[\frac{\cos \frac{\beta_H}{2}}{\cos \mu} \right] \quad (10-22)$$

由上分析可得如下结论:

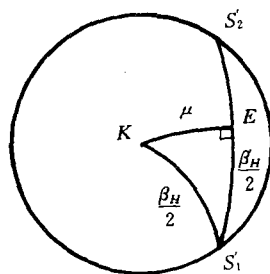


图 10-13 目标 K 的可能观测区域

(1) 当 $\sigma=0^\circ, \mu=0^\circ$ 时, 可以得到最长的观察时间 $t_{H\max} = \frac{\beta_{H\max}}{\omega_n}$, 加上观测角 σ 的限制, 观测持续时间将缩短。

(2) 观测持续时间受地球自转和轨道平面进动的影响, 在高度为 200km 时, 可使 t_H 改变 10~15s, 在高度为 1500km 时, 则改变 40~60s, 这对近地飞行航天器影响不大, 可不考虑。

10.3 卫星环和卫星星座

用单颗卫星对地面进行覆盖时, 对地面覆盖带纬度范围内的某一地面目标, 在周期 D 日内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。如此引出了利用多颗卫星组成卫星环或卫星星座以改善对地面目标覆盖性能的问题。

10.3.1 卫星环

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 ($S_1, S_2, \dots, S_K$)。这 K 颗卫星就形成了一个卫星环。环中每颗卫星的高度相同、性能相同, 它们的可视地心角 β 也就相等。当环中卫星的个数 $K > 360^\circ/\beta$ 时, 相邻卫星的地面覆盖区就有相互重叠的部分。令 d_r 为卫星环中相邻卫星地面覆盖区重叠部分的角距, 它称为卫星环的覆盖角。 d_r 与 β 和 K 的关系可由球面直角三角形全余弦公式求出(参见图 10-14)。

$$d_r = \arccos \left[\cos \frac{\beta}{2} / \cos \frac{180^\circ}{K} \right] \quad (10-23)$$

这样, 卫星环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。这个覆盖带称为卫星环的地面覆盖带。在不考虑地球自转和轨道摄动因素时, 位于卫星环地面覆盖带内的地区在任何时刻都可由环内的 1 颗卫星、有时甚至可为 2 颗卫星所覆盖。

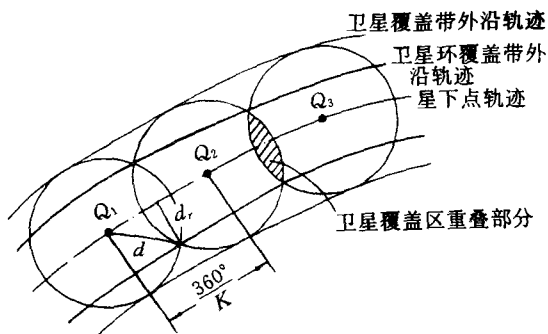


图 10-14 卫星环覆盖角和覆盖带

卫星环地面覆盖带之外的地区称为卫星环的盲区。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。当 $i_0 < 90^\circ$ 时, 左、右盲区在地球上的分布情况如图 10-15 所示。稍作分析可见, 处在盲区所占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, 而不能为卫星所覆盖。卫星环盲区的存在表明, 卫星环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 $i_0 < 90^\circ$, 要求 $(i_0 + d_r)$

$>90^\circ$)进行覆盖,但仍不能保证在一日之内的任何时刻对任何地区覆盖。

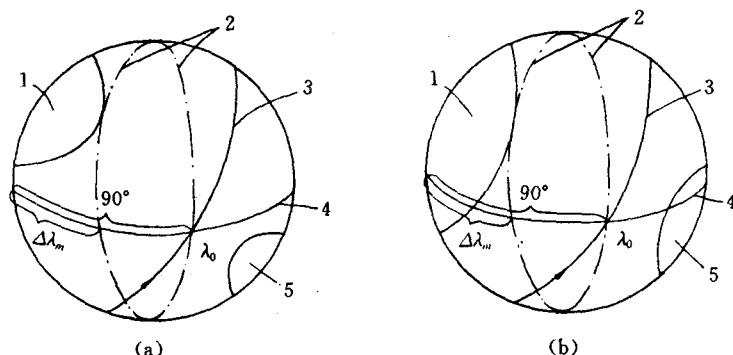


图 10-15 卫星环的盲区($i_0 < 90^\circ$)

(a) $d_r > i_0$; (b) $d_r < i_0$

1—左盲区;2—经度圈;3—星下点轨迹;4—赤道;5—右盲区

10.3.2 卫星星座

利用卫星完成包括两极地区在内的全球通信、全球导航、全球环境监测等任务,必须使地球上任何地点在任何时刻都能为卫星覆盖。而由前面讨论已知,要做到这一点用单颗卫星或一个卫星环是不够的,需要由几个卫星环按一定的方式配置组成一个卫星网——星座。

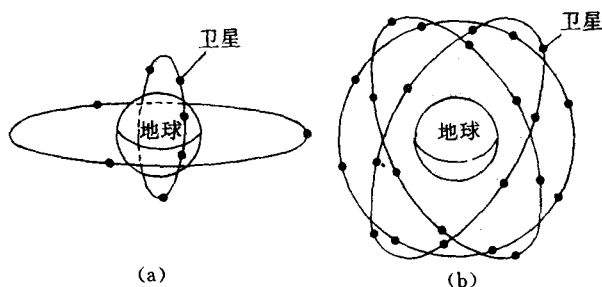


图 10-16 卫星星座常用的两种组成方式

(a) 地球静止轨道卫星环+低高度极地圆轨道卫星环;

(b) 几个倾角和高度均相同的圆轨道卫星环

在任何时刻对全球进行覆盖的星座一般采用两种组成方式,一种由几个倾角和高度不同的圆轨道卫星环组成。例如,由一个地球静止轨道卫星与一个低高度极地圆轨道卫星环组成的星座(见图 10-16(a))。另一种由几个倾角和高度相同的圆轨道卫星环(各环中卫星数也相等)组成(见图 10-16(b))。这种方式能使各卫星环轨道面相对于地球的转动速度一致,保证网中各卫星的相对位置不变,由此在星座设计时可以不考虑地球自转和轨

道面进动影响。它是一种更为常见的的方式。表 10—3 列出了属于这种方式(包括从时间和地域不全部满足连续覆盖要求)的几个国外已实现或已提出的典型系统的星座参数。把以这种方式组成的星座简称为 $(P, K)/(h, i_0)$ 星座,其中 P 为圆轨道卫星环(或轨道面)的个数, K 为每个环中卫星的颗数, h 和 i_0 分别为圆轨道卫星的高度和倾角。

表 10—3 几个典型系统的星座参数

系统名称	静止卫星	导航星	全球星	铱	奥德赛
卫星数	3	18(24*)	48	66(77*)	12
轨道/倾角	圆/ 0°	圆/ 55°	圆/ 52°	圆/ 86.4°	圆/ 55°
轨道平面数	1	6	8	6	3
轨道高度(km)	35786	20200	1401	785	10354
用途	全球通信 (高纬度除外)	全球导航	全球移动通信 (极地除外)	全球移动通信	全球移动通信
最小仰角			10°	8.2°	22°

注:表中数字加*号为原方案的卫星数。

第十一章 航天器的基本组成

近地空间环境具有高真空、强辐射、超低温背景、冷热交变等特点,任何航天器要在如此严峻的环境条件下正常工作并完成预定的空间任务,都需要有若干不同功能的分系统组成一个完整的系统才行。这些分系统通常可分为通用系统和专用系统。通用系统指的是全部航天器都需要安装的功能相同的系统,如结构分系统、温度控制分系统、控制分系统、电源分系统、天线分系统、无线电分系统等。不同用途的航天器主要区别在于装有不同的专用系统,它随航天器任务的不同而不同。本章为说明问题,主要以人造地球卫星为讨论对象,着重讨论结构、温控、控制、电源、遥测遥控、跟踪和天线分系统,其他分系统如通信分系统、推进分系统等参见有关章节。

11.1 结构分系统

卫星的结构外形与仪器总体布局及总装密切相关,同时也与姿态控制方式密切相关。结构系统是组成卫星外形轮廓,将卫星连接成一整体的主要部件。它的功能就是在满足总体布局的要求前提下,构成卫星整体;在静态情况下承受卫星载荷,支承卫星;在动态情况下传递运载火箭和远地点发动机的推力,承受各种力学环境载荷。作用在卫星结构上的最主要载荷是卫星起飞时的地面气动噪声和发动机推力脉动引起的振动载荷;此外,还有运载火箭在上升段由气动力引起的声振载荷,以及各级发动机点火和关机、各级火箭分离、整流罩抛罩、卫星与火箭分离等引起的冲击载荷等。在这些载荷的作用下,结构系统都应满足一定的强度和刚度。

本质上,卫星结构使卫星在各种飞行环境中保持完整的形状。所以人们也把卫星结构称为“卫星的骨架”。

11.1.1 卫星的结构外形

从1957年至今,世界上已发射了近5000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,有圆筒形的、有方形的,还有多面棱柱形的。但仔细分析后,仍可对卫星的构形作一些初步的归类工作。下面分别讨论之:

一、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(如图11-1(a)所示)进行发射的。在运载火箭顶部放置的卫星有两大类,一类是放置在整流罩内的,另一类是不用整流罩的。前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围和容许的空间之内,并满足构形的主要要求即可,这种卫星的构形是较自由的,可以有多种选择,大多数卫星采用这种构形。后一种构形,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。例如,我国返回式卫星 FSW—1 就是“长征二号丙”运载火箭的头部(图 11—1(a)),美国“发现者号”返回式卫星也是一个不用整流罩的卫星(图 11—1(b))。

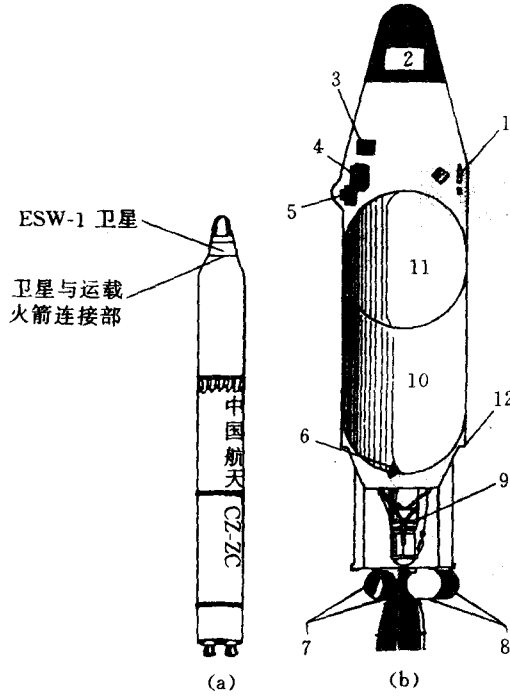


图 11—1 不用整流罩的卫星的构形

(a) 长征二号丙运载火箭返回式卫星 FSW—1 的组合物;
(b) 美国发现者号卫星构形图

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—自爆装置; 7—氮气和氧气瓶; 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

二、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,还是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. 自旋稳定控制卫星的构形

图 11—2(a)是我国第一颗卫星东方红一号的构形图,11—2(b)是我国实践一号科学实验卫星的构形图。这两颗卫星都是球形的、自旋稳定的卫星。图 11—2(c)和 11—2(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。自旋稳定姿态

控制卫星有如下的特点:

① 卫星整体呈绕自旋轴的对称构形。图 11-2(a)和 11-2(b)都是球形星体绕通过球心的中轴旋转,以获得中轴定向的稳定的姿态。如图 11-2(c)和 11-2(d)都是圆柱形星体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。

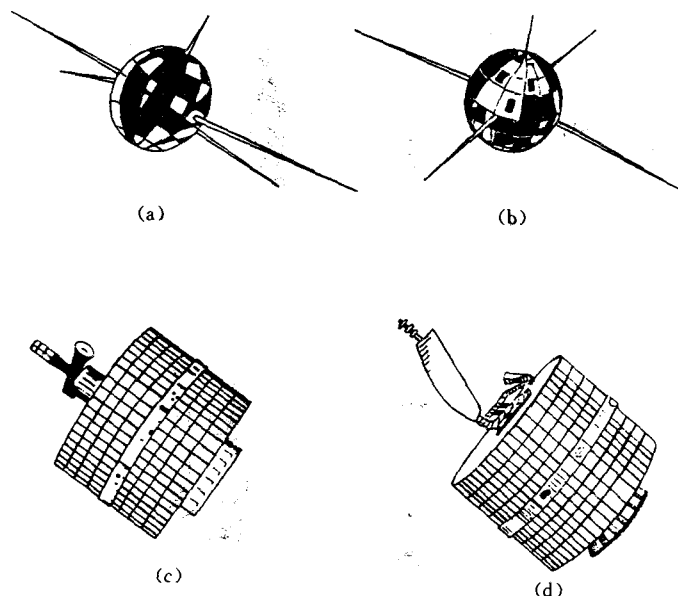


图 11-2 自旋稳定控制卫星的构形图

(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

② 自旋星体上一般贴有太阳能电池片。这是为了使任何时候都有部分太阳能电池片受到太阳照射,以获得能源。

③ 对圆柱形卫星,一般做成直径大于高度的构形(图 11-2(c)和 11-2(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引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 11-3(a)和 11-3(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

三轴稳定控制卫星的构形,不像上述两种卫星的构形有明显的特点,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三个子系统

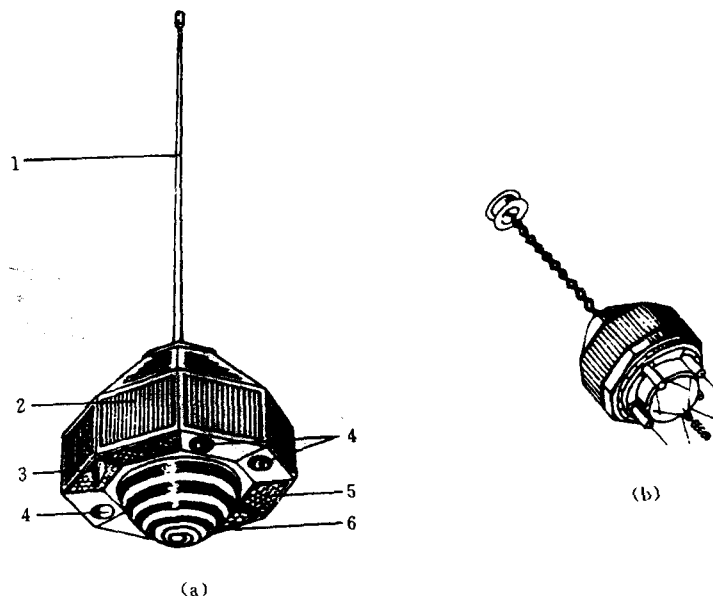


图 11-3 重力梯度稳定控制卫星构形图

(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

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

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 11-1(a)和 11-1(b)的中国返回式卫星和美国发现者号卫星,图 11-4 的东方红三号通信卫星都是三轴稳定姿态控制的卫星。

三、其他方式的卫星构形

在有关卫星的构形中,卫星所选取的主承力构件的形式不同,其构形也会有很大差别。所以按不同的主承力形式又可分舱体承力式构形、中心承力式构形和桁架承力式构形。

此外,空间任务对有些卫星有一些特殊的要求,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。下面介绍几个这种有特点的卫星构形。

1. 单太阳帆板卫星的构形

图 11-5(a)是中国和巴西合作研制的资源卫星、11-5(b)是美国陆地卫星 6 号的构形图。它们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

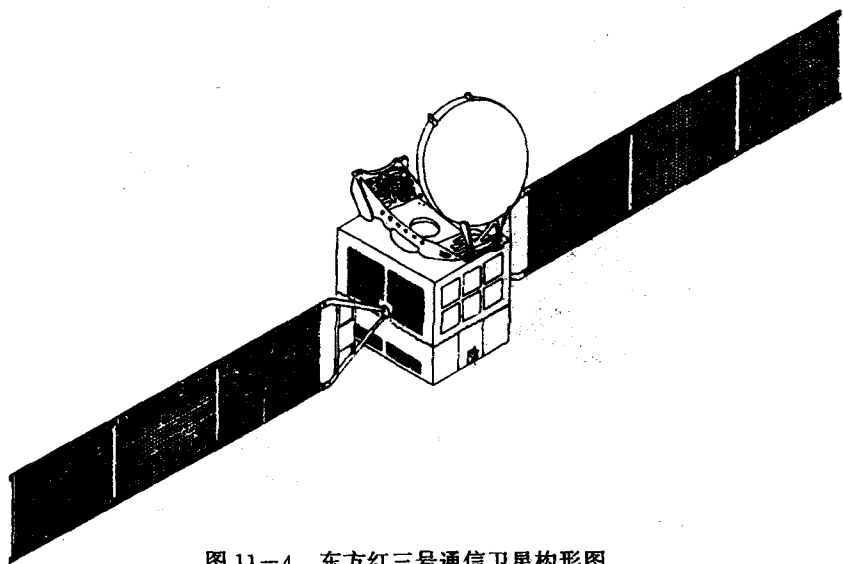


图 11-4 东方红三号通信卫星构形图

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制冷设备(它有不面对太阳的特殊要求)。

2. 有合成孔径雷达的对地观测卫星的构形

合成孔径雷达有一副大的、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 11-6(a)是欧洲资源卫星的构形,从两副大帆板式的构形一看,就知道是合成孔径雷达卫星。图 11-6(b)是日本地球资源卫星的构形,这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,它的搭载卫星的构形,相对而言却是相当规范化的。图 11-7 是长征四号乙运载火箭搭载卫星的构形图。

11.1.2 卫星结构的分类

不论卫星采用何种构形,稍作研究便不难发现它们都是由各种结构组合而成的。这些

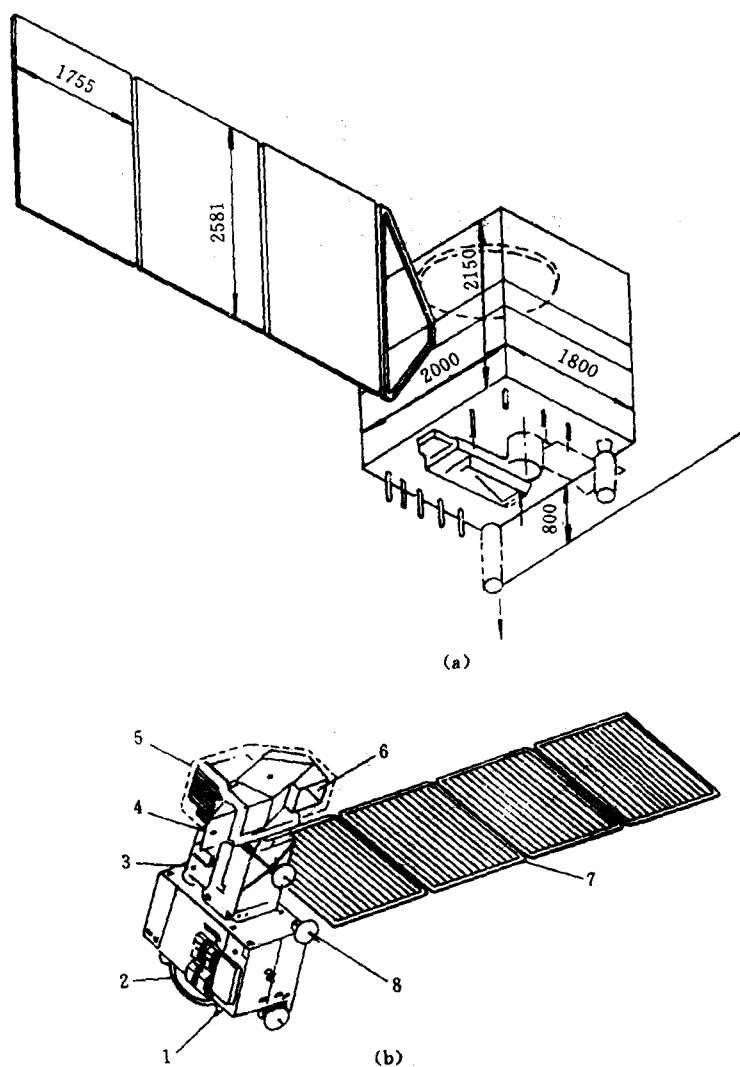


图 11-5 单太阳帆板卫星的构形图

(a) 中巴资源卫星

(b) 美国陆地卫星 6 号

1—轨道控制助推器(四组); 2—电池; 3—ETM 电子设备;
4—致冷器门; 5—增强型主题测绘仪(ETM); 6—成像孔;
7—太阳能电池帆弧; 8—可定向天线(三组)

结构按其承担的功能,可作如下分类。

1. 外壳结构

它的功能是保证所要求的结构外形以及必要的表面性质,如对光或无线电波的反射、吸收等性质。同时,外壳结构也应抵挡住空间高能粒子的辐射。

2. 承力结构

它的功能是把运载火箭的推力传递给卫星,或者说,它是承受卫星的超重等载荷的主

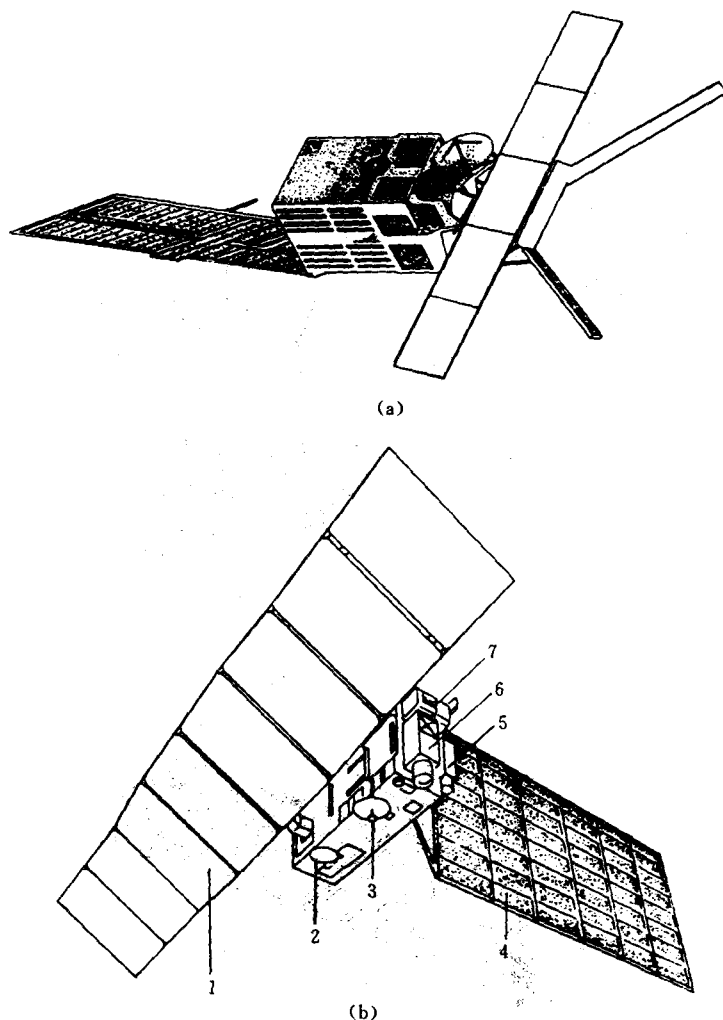


图 11-6 合成孔径雷达(SAR)对地观察卫星构形图

(a) 欧洲资源卫星; (b) 日本地球资源卫星

- 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

要承力件。

3. 密封结构

它的功能是在宇宙空间环境里,人工地建立一个适宜的环境,使其保持一定的温度、气压等,以供某些精密仪器安装,保证它们的正常工作。另外,各种液体和气体容器也是密封结构。它要承受的主要载荷是内压。

4. 仪器安装面结构

它的功用是提供仪器设备安装所必需的安装面。它主要的设计要求是要保证仪器的

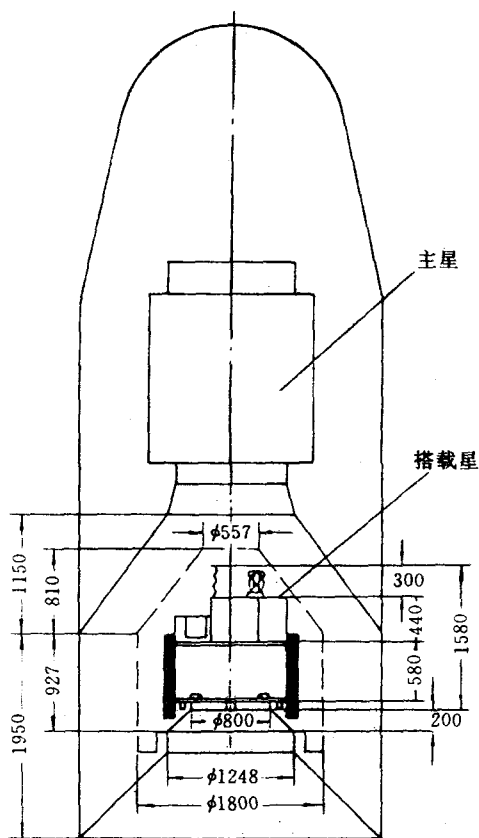


图 11-7 长征四号乙运载火箭搭载卫星构形图

安装精度以及要有足够的强度、刚度来保证变形不超过容许的限度。

5. 能源结构

主要是指安装电池的结构,包括固定结构以及能收拢、展开太阳电池帆板的结构。它要在发射过程中及入轨后保证结构本身和电池不被损坏并能正常供电。

6. 天线结构

天线结构的形式很多,如鞭状天线结构、拉杆天线结构、喇叭形天线结构、抛物面天线结构。对它们的设计有许多特殊的要求。如对于抛物面天线结构,要求它们在上天后,在剧烈的温度变化下,热胀冷缩要尽量小,以保证天线的指向精度。

7. 防热结构

它的功能就是防止回收时高温传入结构内部,是回收型卫星结构的一个主要的部分。

除了以上几种结构外,还有连接和分离装置,以保证与运载火箭的连接和分离,此外还有各种机构:如太阳电池帆板的锁紧和伸展机构、各种舱门的铰链机构等。

整星结构无非是这些结构和机构的组合。当然,并不是所有的卫星结构都具有所有的结构。如有的卫星没有密封结构,有的卫星没有能源结构等。又有的卫星结构兼有数种功

能,如既是外壳结构,又是能源结构(图 11—2)。有些卫星是整星密封的,外壳结构就是密封结构等。

结构也可以按其力学性质分类,如柔性结构、刚性结构和半刚性结构等等。

11.2 温度控制分系统

卫星在空间运行过程中,总是处于约 -270°C 的深冷空间,主要热源除太阳的辐射热、地球的红外辐射热和地球的反照之外,还有星内仪器的自身发热及它们相互间的传热。为了保证各种仪器的工作环境温度,必须对仪器进行温度控制。

所谓卫星的温度控制,就是用传热的办法来平衡仪器所受到的各种热流,以使得仪器的表面温度保持在一定范围内。在宇宙空间中,由于没有空气,其主要传热方式靠辐射和传导两种方式,而无对流传热。卫星上不同的星内仪器有着不同的温度要求,如镉镍电池要求工作温度在 $0\sim 30^{\circ}\text{C}$ 或更小范围内,如果温度过高可能产生热失控而损坏电池。又如固体远地点发动机,要求温度不能太低(一般不允许低于 -20°C),否则会使药柱脆裂,点火时可能引起爆炸。温控系统设计时,必须考虑这些特殊仪器的温度要求。目前的温控方法主要有两类:一类是有源温度控制;另一类是无源温度控制。

11.2.1 无源温度控制

无源温度控制不消耗星上功率,而是采用散热、导热、保温或其它机械办法来控制温度。无源温度控制又可分为主动式和被动式两种。

1. 无源被动式控制

无源被动温度控制措施主要有下列几项:

(1) 喷涂涂层

在仪器表面喷涂不同吸收率 α 和辐射率 ϵ 的温度控制涂层,如镀金,或喷涂各种白漆、黑漆、铝粉漆等等。也可采用仪器壳体金属材料的表面机械加工的办法来获得所需的 α/ϵ 系数比,如机械抛光、电抛光、阳极化处理等。

(2) 包敷隔热材料

隔热是利用隔热材料将所需要保温的仪器包敷起来,使其与外界尽可能小地进行热交换。它是镀铝薄膜和网格相间组成的一种多层隔热材料。这种隔热材料有长期在真空辐照环境下稳定工作的性能。航天器上的固体远地点发动机、推进装置的燃料贮箱和管路、消旋组合件、天线等都包敷有多层隔热材料。

(3) 机械导热

喷涂涂层和包敷隔热材料都是针对改变热辐射采取的措施。除此之外还可以通过改变导热途径和导热方式来进行温度控制。如对发热量大的仪器增加散热面积,以加快导热速率。在一些特殊场合还可利用热管来提高导热效果。

2. 无源主动式控制

无源主动式温度控制则是一种机械式的温控方式。它利用双金属片作为热敏元件,依靠两种不同金属具有不同温度时热胀冷缩的特性,来开关仪器表面的百叶窗。此系统不甚

可靠,对使用时间较长的航天器,较少用。

11.2.2 有源温度控制

有源温度控制消耗星上功率,采取加热器的方式。

有源温控是采用加热器来控制仪器温度。这是因为航天器上有一些部件自身发热量太小或一些部件在工作时才发出大量的热,而不工作时又不发热,所以此时采用无源温控已无法解决问题了,只能采用有源温控措施,即用加热器来调节这些仪器的温度。为了严格控制温度范围,利用遥测得到的仪器温度值,由地面遥控指令控制加热器的通断。加热器一般采用钨铜丝或钨铜片制成,安装在被加热仪器表面时,要用聚酰亚胺膜绝缘。

11.3 控制分系统

控制分系统也叫姿控分系统,它的两个重要任务是姿态控制和轨道控制。所谓姿态控制,是指维持星载天线或遥感器对覆盖区的指向误差在规定的容限以内的过程,简言之,使卫星在空间保持一定的姿势;所谓轨道控制,是指维持卫星的位置漂移在规定的容限以内的过程,简言之,使卫星在空中保持一定的位置。这两项任务的目的是保证覆盖区内接收良好并避免对邻近地区造成干扰;尽量使卫星电池帆板对准太阳,以提高电池效率。

11.3.1 姿态控制方法

卫星在姿态控制方面通常有四种方法,即

1. 自旋稳定法

它是指通过卫星围绕自身对称轴不停地旋转而使卫星的姿态保持稳定的方法。它的原理是:将自旋轴固定于空间的某一方向上,如同陀螺一样,转动越快,陀螺越稳定。陀螺稳定的原因是因为陀螺转动产生的惯性力大于倾倒的力,使陀螺继续转下去。为此,自旋稳定法通常又叫惯性稳定法。当卫星进入轨移轨道,自旋卫星在末级火箭喷射的惯性力矩作用下,开始像陀螺一样自旋。到进入静止轨道后,控制中心给卫星发出指令信号后,使卫星的自旋轴平行于地轴,即垂直于赤道平面。宇宙空间没有空气阻力摩擦力,故卫星能够一直旋转下去。如图 11-8 所示。

自旋稳定法有两种方案:一种是单自旋稳定。这种卫星绕轴旋转的转动惯量大于垂直方向的转动惯量,从而保持卫星稳定。另一种是双自旋稳定。此法在星体上装有天线和电子设备的消旋平台,卫星自身旋转的同时,消旋平台进行消旋。

自旋稳定法具有容易实现、成本低的特点,但由于地磁涡流、地球重力场或太阳光压等干扰产生的转矩影响,卫星自旋速度会渐渐减慢,导致自旋轴的倾斜或摆动。为此,卫星上要安装速度喷咀以增加速度,用磁性线圈来校正自旋轴,用阻尼器阻止自旋轴的摆动。采用自旋稳定法的卫星很多。

2. 重力梯度稳定法

在重力场作用下,转动着的物体,它的转轴会逐渐达到平衡位置,并和重力梯度的方向一致,即和当地的铅垂线一致,用这样的方法使物体的姿态稳定下来的方法叫重力梯度

稳定法。正如钟摆在重力场作用下,由于外部力量的消耗,一次比一次接近垂直线位置,最后停止摆动达到垂直线的平衡位置。采用此法的卫星一般都做成哑铃形或在卫星上的无刷直流电机上伸出一根或两根头部常有球体的摆杆,利用卫星的质量分布的不均匀性,使卫星某一面始终朝向地球的一种姿态稳定方法。

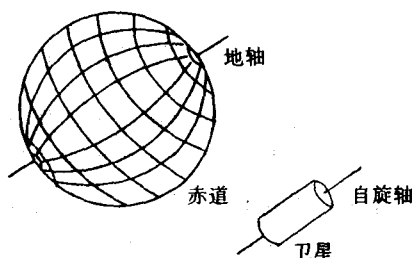


图 11-8 自旋稳定法示意图

3. 磁力稳定法

利用地球这个大磁铁和磁铁同性相斥、异性相吸的特性,在卫星的一个面上装上一个电磁铁,便能保证有磁铁的一面永远指向地球。此方法的缺点是一旦地球磁场发生变化,卫星姿态就会受到影响,且因地球与卫星相距遥远,地磁对卫星的吸引很弱,所以控制能也很弱。

4. 三轴稳定法

它是由三根轴——俯仰轴、偏航轴和滚动轴来确定卫星姿态的方法。其基本原理如图 11-9 所示。用该法稳定卫星,星体本身并不自转,而是依靠卫星上一些气体喷咀、反作用轮以及测量姿态偏差用的感应元件,使卫星在三个轴方向上维持稳定的取向。其中俯仰轴,专门控制卫星的上下摆动;滚动轴专门控制卫星向轨道左右摆动和倾斜;偏航轴专门控制卫星本体是否正对轨道路线飞行。依靠上述三轴的作用,可以使卫星始终对准地球平面,因而便于卫星的工作。

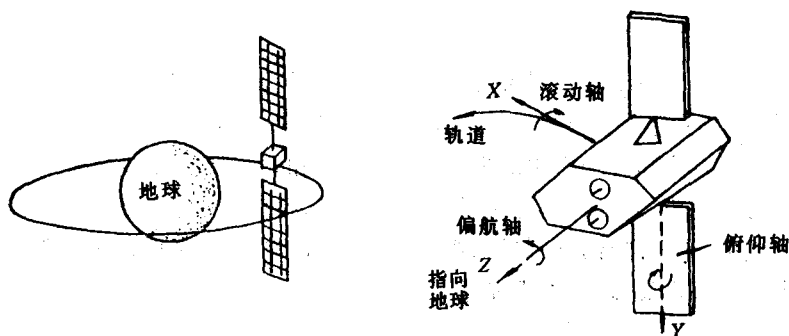


图 11-9 三轴稳定法工作原理示意图

三轴稳定法通常可分为两种:偏置动量法和零动量稳定法。偏置动量稳定法是双自旋稳定法的改进型。它的自旋部分采取飞轮方式,即在一个特定轴上装有飞轮。零动量稳定法是指三个稳定轴都装有飞轮的稳定法。采用这两种方法稳定的卫星都具有形状不受限制、电源容量较大、设计伸缩性强的特点。特别是后一种方法,可使卫星运转的稳定度、精确度都设计得较高,在三个轴方向上的姿态误差容限达到较高精度。

11.3.2 姿态传感器

姿态传感器是用来判断卫星姿态的一种装置。按不同的利用对象,姿态传感器可分好

几种:如利用天体位置传感的太阳传感器、恒星传感器,利用地球物理现象传感的红外线传感器、地磁姿态仪,利用无线电信标的电波极化面传感器,利用惯性的陀螺仪等。

下面以热敏电阻辐射计做成的红外线传感器为例,来说明姿态传感器控制自旋稳定卫星的旋转轴轴向倾角的工作过程。

如图 11-10 给出了卫星上的南北两个红外线传感器示意图。图中,两个传感器的夹角为 6.5° 。卫星自旋时,传感器便对地球扫描。红外线传感器可以测量出地球表面辐射波长 $5\mu\text{m}$ 以上的红外线。当传感器由 3K 的宇宙空间扫到 300K 地球表面时,由于两者的温度差别,其入射量有一陡峭变化,借此可感知地球边缘。此时传感器将输出一个脉冲信号。当卫星姿态正确时,即卫星的自旋轴与地球的自旋轴平行,此时卫星天线准确地指向地球,则两个传感器应同时扫过地球边缘,它们同时输出脉冲。如图 11-11(a) 所示。由于传感器每扫描一次(卫星自旋一周),与地球边缘有两个交点,所以每扫描一周应输出两个脉冲(一正一负)。当自旋轴倾斜时,如图 11-11(b) 所示,两个传感器输出的脉冲有一个相位差,自旋轴倾斜越厉害,相位差越大。地面遥测跟踪指令站测出差值,发出指令,控制与修正卫星的姿态。

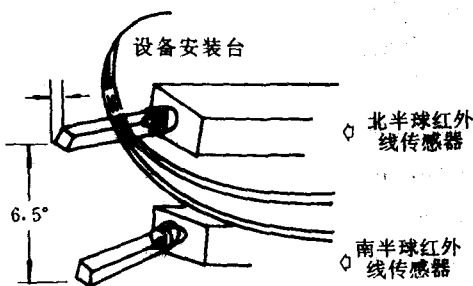


图 11-10 红外线传感器示意图

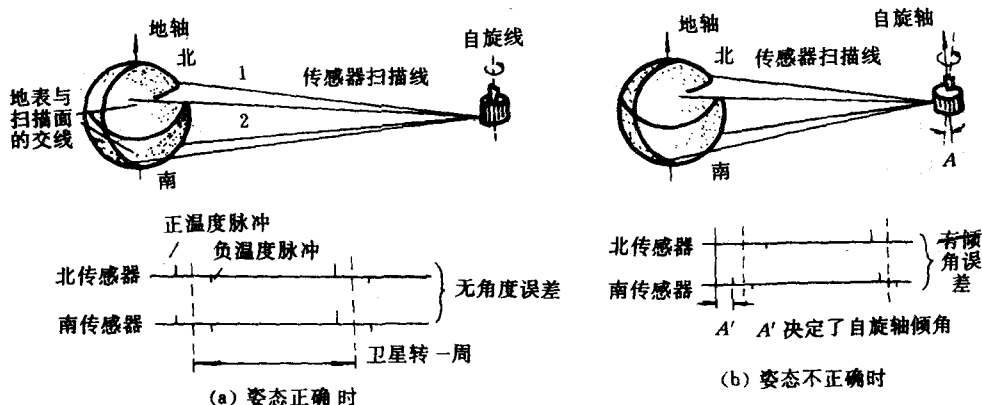


图 11-11 红外线传感器探测卫星自旋轴倾角的示意图

三轴稳定卫星一般是用红外线传感器探测俯仰及滚动误差,而用太阳传感器探测偏航误差。太阳传感器安装在太阳能电池帆板上,以消除阴影遮蔽。

11.3.3 轨道控制方法

轨道控制范围很广,如变轨控制、轨道校正、轨道保持、交会、对接、返回再入和落点控制等,实际上,上述内容许多在轨道运行原理一章中的轨道机动一节里已讨论,这里的轨

道控制主要是指轨道保持问题。轨道保持是克服摄动影响,使卫星的某些参数保持不变的
控制,如地对地静止卫星受地球、月亮、太阳等引力作用,要慢慢移动,根据轨道倾斜效应,如
果轨道不加以控制,轨道倾角几乎每年都要增加 1° 。因此,每隔一定时期,卫星的位置就
不得不作一次调整。

仍以对地静止卫星为例,其实现轨道
控制主要是靠星体上的轴向喷嘴(轴向小
发动机)与横向喷嘴(横向小发动机)来完
成的。如图 11-12 所示。它们分别由两枚
很小的喷气发动机组成。轴向喷嘴是控制
纬度方向的漂移的。当卫星漂移出地球赤
道平面时,星体上的遥测装置给地面一个
信号,地面则通过遥控装置控制卫星上的
轴向喷嘴的总火系统,使它工作,给卫星施
加一个反作用力,使卫星回到赤道平面上
来。当卫星在经度方向漂移,即环绕速度发
生变化时,地面站给它一个控制信号,使横
向喷嘴点火,以达到规定的速度为止。

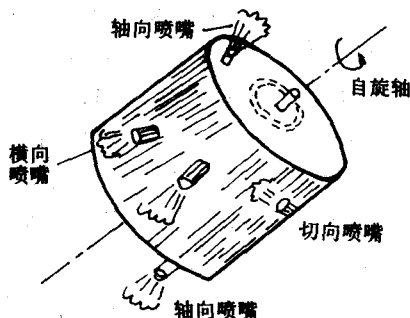


图 11-12 位置控制示意图

目前,卫星位置控制的精度可限制在 $\pm 0.1^{\circ}$ 以内。

11.4 电源分系统

电源分系统是卫星的心脏。电源是否正常供电直接关系到卫星能否正常工作的问
题。根据卫星的特性,要求电源分系统具有:体积小、重量轻、效率高、寿命长,能够高稳定输出
足够的电能等特点。

如图 11-13 所示,星上能源系统由一次能源、二次能源和供配电、电缆网组成。一次
能源包括太阳电池、蓄电池和控制器;二次能源为各种调压稳压装置;配电器电缆网是能
源与仪器的接口和连接部件。

实用通信卫星一次能源采用物理
电源和化学电源联合供电方式。物理
电源目前都采用硅太阳能电池;而化
学电源则一般采用镍镉蓄电池。在光
照区时,由硅太阳能电池给仪器供电,并
同时给蓄电池充电。在阴影区时,由蓄
电池给仪器供电。

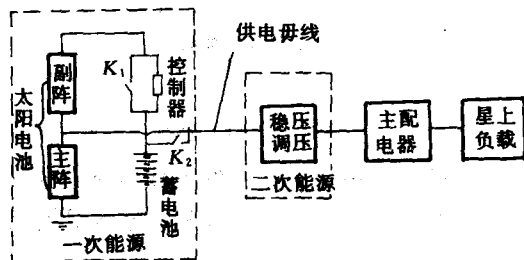


图 11-13 电源系统组成框图

下面介绍两种常用的卫星电源:

1. 硅太阳能电池

它是利用一种高效能的光电变换
元件制成的,能把太阳能转变成电能的装置。因为在宇宙空间,每分钟辐射到近地空间的

太阳能约为 $1400\text{W}/\text{m}^2$, 因此, 利用阳光来作为卫星能量是最理想的。

常见的硅太阳能电池是 N—P 型单晶硅半导体做成的矩形小薄片, 规格有 $20 \times 20\text{mm}^2$ 、 $20 \times 40\text{mm}^2$ 和 $40 \times 40\text{mm}^2$ 几种, 一般先由 5 只小片子串联起来, 再几组并联, 从而构成一个微型组件阵, 在其下面垫上绝缘薄膜, 贴在卫星表面上, 构成常用的太阳能电池。太阳能电池阵输出的电压很不稳定, 还须经电压调节器才能使用。

2. 化学电池

它是将化学能转变成电能的装置。化学电池是在卫星进入阴影区时, 由于太阳能电池得不到阳光不再供电时采用的。常见的化学电池是镍镉(Ni—Cd)蓄电池, 与太阳能电池并接。非星蚀期间, 蓄电池被充电; 星蚀时, 蓄电池供电以保证卫星继续工作。如此, 一个周期蓄电池就得充放电一次。对近地轨道飞行的航天器, 一年充放电达 5000~6000 次, 这对蓄电池的循环寿命提出了很高的要求。

另外, 有的卫星还采用紫光电池、无反射电池、核反应堆电源以及放射性同位素热发电机等方法来供电, 一般地, 原子能电池都用在大功率通信卫星以及军用抗毁通信卫星上。

11.5 遥测遥控和跟踪分系统

卫星上的遥测遥控和跟踪分系统包括遥测、遥控和跟踪三个分系统, 习惯上简称为 TTC 系统。

11.5.1 遥测系统

航天器在轨道上飞行时, 必须把各部件的工作情况, 如姿态是否符合要求, 电源供给是否适当, 仪器工作是否正常, 内部温度是否合适等等, 及时告诉地面。同时, 那些负有特殊使命的卫星, 还必须将获取的成果, 如地球资源卫星收集的资源资料, 气象卫星收集的气象资料, 科学卫星探测到的科学数据等等, 及时向地面报告。传输这些资料、数据的工作就由无线电遥测设备来完成。

无线电遥测系统是一个信息传输系统, 发信者就是各个被测对象, 信息就是各种被测对象呈现出来的物理(或化学)特性。通过发信变换器, 把这些信息变成可以远距离传送的无线电波, 收信变换器将无线电波变换成收信者(人或设备)可以接受的信息形式。

航天器上需要遥测的参数很多, 不可能为每一个参数提供一个发射机。因此, 遥测设备必须采用多路传输方法, 把各种遥测参数综合起来, 通过一个发射机发向地面。

如图 11-14 所示, 在无线电遥测中, 多路信息综合后送入发射机进行载波调制, 再经发射天线发射出去。在接收端, 接收机接收传输的无线电波, 并完成载波解调, 再经分路设备把输出的各路信号送入计算机进行记录处理。

遥测传感器是测量物理或化学量的敏感器件和变换器件。它将测得的非电参数变成电信号, 送入多路设备, 然后通过发射机发向地面。遥测传感器有许多种, 例如, 测量温度的传感器可以是一种热敏电阻。这种器件, 把被测温度变换成电阻变化, 电阻变化就可以变为电压变化。压力传感器利用膜盒, 当气压变化时, 膜盒改变体积, 从而改变电位计的输

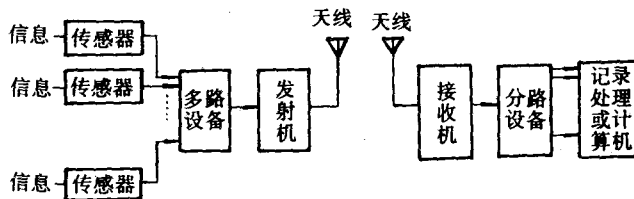


图 11-14 无线电遥测系统原理图

出电压。

无线电多路传输方法可分为时分制和频分制两种。

时分制就是利用一个遥测信道(即一个载波),按时间次序依次传送多种信息。也就是规定在哪一段时间里播发哪一种参数。例如第一个 5s 发送温度参数,第二个 5s 发送压力参数,第三个 5s 钟发送卫星姿态参数等等。

按照频率划分原理设计的遥测设备叫做频分制遥测设备,就像不同的广播电台用不同频率的无线电载波广播一样。

无线电遥测有“实时遥测”和“延时遥测”两种。在测量参数的同时,就把测量的量值传输到地面站,称作“实时遥测”。如果航天器在地面站的接收范围以外,遥测资料不能实时传送回来,先由航天器上的磁记录器或存贮器件把所测数据存贮起来,待航天器进入地面站接收区时,快速地把已存贮的数据传送下来,这便是“延时遥测”。为解决航天器的实时遥测和实时通信,可按航天器的轨迹,在全世界范围内布置一系列地面站,如美国配合载人飞行计划设立了一批国外地面站和海洋观测船。我国的几颗卫星遥测系统都有延时遥测部分。在航天器回收舱内可设置磁记录仪器,记录被测的各种参数,待回收后加以处理利用。

11.5.2 遥控系统

航天器在轨道上飞行的时候,地面往往要求它完成某些动作,如自旋稳定卫星的起旋、磁记录器的记录和放出、返回式卫星的返回动作等等。地面就是通过无线电遥控设备来发送这些命令的。遥控设备相当于地面伸向空间的一条长臂。只要在无线电波够得着的距离之内,遥控设备就可以使航天器听从地面的指挥。遥控的工作原理是这样的:先由指令产生器把地面发向卫星的各项命令变成指令电信号。为了区别各种指令和保密,这些指令信号由编码器编成码组。当地面控制中心启动某一条指令的时候,这条指令码信号调制到无线电载波上,由发射天线发向卫星。卫星接收到信号后,通过解调器从载波上取出码信号,再由译码器译出所要执行的指令,通过放大—变换器去指挥相应的执行机构动作。

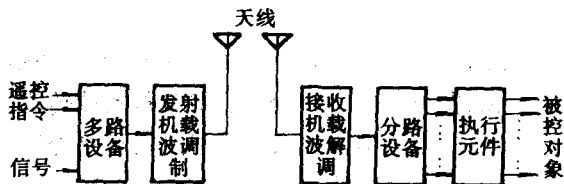


图 11-15 无线电遥控系统原理图

从信息传输原理的角度看,遥控和遥测的区别不大,其原理如图 11-15 所示。

航天器的遥控指令信息量很多都要在一个载波信道内传输,所以它是一种多路化信息

传输系统。和遥测系统一样,遥控系统也分成时间划分多路化和频率划分多路化两种形式。

11.5.3 跟踪系统

由于运载火箭控制系统不可能绝对精确,航天器也就不可能一点没有偏离地进入预定的轨道。因而,航天器进入轨道以后,地面就要测出它的实际飞行轨道。另外,在干扰力的作用下,航天器的轨道会逐渐发生变动,地面也需要随时知道它的变动情况。测定航天器轨道参数的任务由跟踪设备来完成。目前常用的跟踪方法有无线电跟踪和光学跟踪两种。用光学方法跟踪测轨要受到天气条件的限制。使用无线电测轨法,只要频率、功率等选择适当,航天器飞经地面站上空,就可以对它测轨。由于使用无线电测轨法所受的限制条件较少,故而该测轨法是目下对航天器测轨的主要手段。

航天器的轨道测量,具体来说,就是测量航天器与观测地面站之间的角度、距离和相对速度。由于航天器位置是随时间变化的,所以要将测量值和准确的测量时间一起记录下来,才能定出航天器的轨道。航天器是运动目标,要测量它,必须抓住它,也就是测量设备能跟踪航天器的运动轨道,所以轨道测量也叫做“跟踪测轨”,而把测轨系统称为“跟踪测轨系统”。

11.5.4 统一载波系统

前面已将星上遥测、遥控、跟踪三个分系统分别作了介绍,这三个分系统在功能上是独立的,设备上也可以作为三个独立的系统进行设计,早期的卫星就是这样做的。但是这种设计方法没有充分利用设备,是不经济的。实际上从接收端来看,无论是跟踪分系统还是遥控分系统都需要有接收天线的接收机;从发射端来看,无论是跟踪分系统还是遥测分系统都需要发射机、末级功率放大器和发射天线。如果将这三个分系统统一设计,设计成同一种载波,使上行的遥控信号共用一个载波,下行的遥测信号和测距信号共用一个载波,使接收天线、接收机、发射机、末级功放及发射天线构成的射频通道共用。这样就会使设备得到了充分的利用,减少了星上设备个数,节省了星上的功耗和重量,同时也减少了载波数目,避免了载波间的相互干扰。一个星上的统一载波测控系统的原理框图如图 11-16 所示。

统一载波系统所用的频段,多在 S 波段(2000~4000MHz)或 C 波段(4000~8000MHz)。由于统一载波系统有其独特的优点,目前几乎所有的航天器都采用不同类型的统一载波测控系统。

11.6 天线系统

天线系统是用来发射或接收无线电波的装置,它既能将无线电发射机产生的射频功率尽量多地辐射到空间去,又能将天线周围空间的电波接收下来,传输给接收机。并要尽量减少传输过程中的损耗。可见,天线系统在无线电收发过程中,在无线电电路与电波传播空间之间起到了良好的匹配连接的作用。

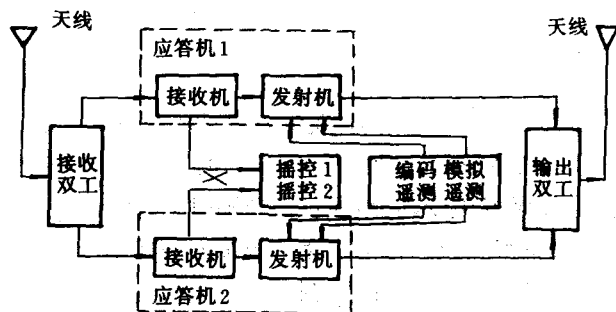


图 11-16 星上统一载波测控系统

根据卫星的应用目的、工作频段以及天线的结构、形状和功能不同,卫星的天线可以分出很多种式样和类型。如:

从用途上看,卫星天线可分两类:一类是用于接收发给卫星的指令及向地面发射遥测数据的遥测指令天线;另一类是通信天线。

从用途和工作频率可以分为:通信超高频(微波)天线和遥测遥控甚高频(超短波)天线。

从天线形状可分为:一般抛物面形、可控方向抛物面形、环形分布的多矩形、喇叭开口形、圆柱隙缝形、串联锥形、消旋号角形等。遥测遥控天线有:鞭状、棍形、螺旋形、绕杆式、套筒偶极子天线等。

从定向地球天线种类可分为:机械消旋天线和电子(扫描)消旋天线。

从波束覆盖区域可分为:全球波束天线、半球波束天线、区域波束天线和点波束天线。

从天线的功能可分为:半功率点波束宽度天线和同功率密度波束天线。

近几年来,还发展了一种高增益的新型天线——背射天线,如八木式、开放式、密封式等。一般来说,通信天线的波束永远指向地球,而遥测遥控天线是全方向性天线,只要其频率在通信频段之内,便能正常工作。

为了说明问题,下面介绍几种天线的结构和性能特点。

1. 全球波束天线

所谓全球波束,是指静止卫星发射天线波束所能覆盖的地面最大范围,稍大于地球表面面积的 $1/3$ 。如图 11-17 所示。这类天线的结构如图 11-18 所示。它是由圆锥喇叭加上 45° 的反射板所构成。波束指向星下点,波束对地面的张角为 17.4° 。此时,波束内的信号能量覆盖在可能照射到的最大地球表面上。如果张角过大,一部分能量由于辐射到其他空间而浪费。张角过小则不能覆盖“全球”。

2. 赋形波束天线

所谓赋形波束,是指根据通信的需要形成的半球波束或区域波束。它只覆盖比较大的通信区域,如某个国家的版图。某块较大的区域等,这样,把所有可用信号集中一地,卫星就可设计得较小。波束的赋形,是通过天线的发射器赋形或用多个馈源喇叭把信号射向该反射器来完成的。波束的形状,取决于馈源喇叭的功率分配、相位分配及喇叭的位置。这

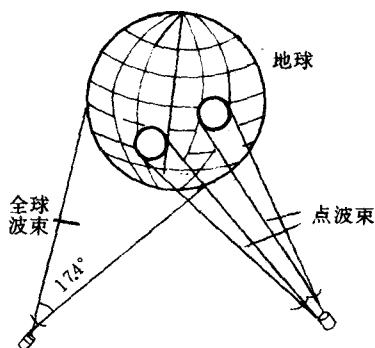


图 11-17 全球波束和点波束

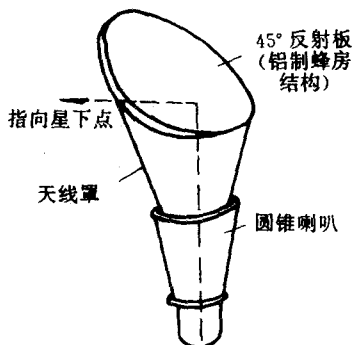


图 11-18 全球波束天线

需要一个波束形成网络来控制。见图 11-19 所示。

3. 点波束天线

所谓点波束是指波束宽度比区域覆盖波束还小,且近似圆对称的波束。点波束的载地面积一般为圆形,参阅图 11-17 所示。其天线结构一般用前馈抛物锥面天线构成。馈源则由喇叭天线构成。根据需要可直照或偏照。

4. 多波束天线

多波束天线实际上就是赋形波束天线,所不同的是它合成的波束形状通过控制可灵活多变,而赋形天线则不能改变。另外,多波束天线还具有抗干扰性能。典型的例子就是美国国防卫星通信系统 DSCS-Ⅲ 星上使用的通信天线。它使用了一副 61 个波束组成的多波束接收天线和两副各 19 个波束组成的多波束发射天线。如图 11-20 所示。

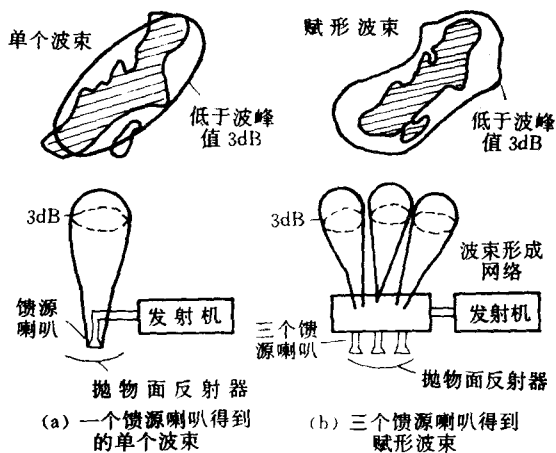


图 11-19 赋形波束形成过程

多波束接收天线是在正六边形的面积内,61 个波束紧挨着有规则地排列而成。它可覆盖地面表面的 1/3,其中每个波束宽度约为 1.5° 。这种多波束天线由主透镜、馈源喇叭族和波束形成网络组成。

多波束接收天线是在正六边形的面积内,61 个波束紧挨着有规则地排列而成。它可覆盖地面表面的 1/3,其中每个波束宽度约为 1.5° 。这种多波束天线由主透镜、馈源喇叭族和波束形成网络组成。

利用多波束天线进行收发可达到下述两个作用:① 根据需要可灵活地覆盖全部或特定的通信区域。在军事上能更好地适应战区、战场位置的移动和某些紧急的军事行动的需要。② 接收多波束天线,如探明敌方的定向干扰方向,可通过电子设备的控制,使指向该方向的窄波束蜕化为零点,以有效地达到抗干扰的目的。这种抗干扰法称为零化干扰。

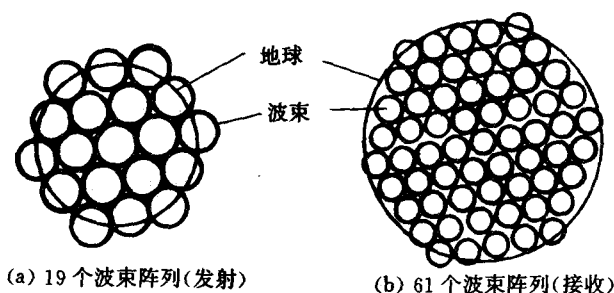


图 11-20 多波束覆盖示意图

5. 机械消旋天线

所谓机械消旋天线,是指用机械的方法使天线的旋转方向与卫星的旋转方向相反的天线,如图 11-21 所示。这种天线是装在卫星自旋轴上,样子像个“漏斗”,由平板反射器、消旋驱动电机、消旋控制电路等构成。“漏斗”的轴与卫星自旋轴完全一致,而平板反射器与轴成 45° 角,发出的信号碰到平板反射器,就向与自旋轴方向垂直的方向反射。反射器以自旋轴为中心,进行反旋,其反旋速度与卫星自旋速度相对,这样便保证了使波束始终指向地球。如果波束指向发生偏离,则由地球传感器、消旋控制电路及地面控制系统监视并予以消除。

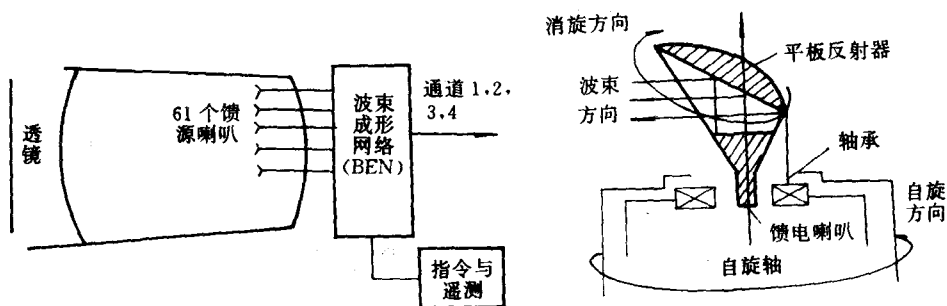


图 11-21 机械消旋天线

6. 电子消旋天线

电子消旋天线又叫电扫描天线。它是指用电子的方法使天线波束以与卫星自旋轴保持速度相同方向相反进行扫描的天线。电子消旋天线可分相位扫描、频率扫描和馈源开关扫描。其中用得最多的是相位扫描和馈源开关扫描两种天线。

相位扫描天线原理如图 11-22 所示。它是将 N 个天线辐射单元等间隔地安排在以旋转轴为中心,半径为 R 的圆周上,控制各单元的激励相位,主波束是各辐射元件在所需指向的方向上同相相加而成的,并且每一时刻主波束的指向都与馈电网络中每次的相位变化相对应,如主波束方向与第 i 个元件方向的角度为 θ ,那么激励相位角为 $\frac{2\pi}{\lambda} R \cos \theta_i$ 。式中, λ 为波长,所以适当地控制每个馈电网络中的移相器的相移量,就可调节每个元件的

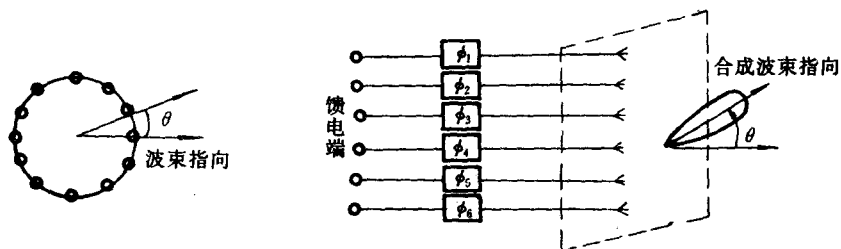


图 11 - 22 相位扫描天线原理图

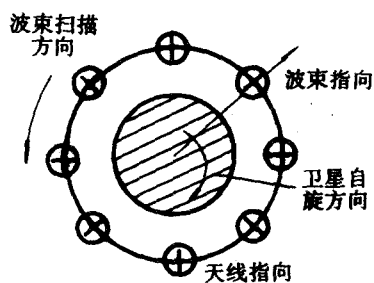


图 11 - 23 馈源开关扫描天线原理图

波束指向,故此方式也叫相控方式。

馈源开关扫描天线的原理如图 11-23 所示。天线中采用了高频馈源开关,开关与卫星自旋速度完全相同,但方向相反地进行旋转并依次接通卫星自旋面周围的各个天线辐射单元,因此就依次形成了多个波束,而每个波束都能指向地球。

7. 全方向性天线

全方向性天线是用来向地面发出遥测信标信号和接收来自地球站的指令的天线。它可采用各种式样,用得较多的有倾斜式绕杆天线,螺旋天线及套筒偶极子天线。

第十二章 航天器发射与入轨

航天器发射与入轨任务由航天器发射场体系承担。航天器发射场体系由航天发射场(首区)、航天测控网(航区)和航天器回收区(落区)三大部分组成。本章将介绍航天发射场、发射窗口、发射入轨程序等内容。

12.1 航天发射场

航天发射场是一整套为保障运载火箭、航天器的装配、测试、加注、发射、外弹道测量、发送指令和处理测量信息而专门建造的地面设备、设施的总称。

由于航天技术的发展与弹道式导弹密切相关,因此,初期的航天发射场绝大部分都是在军用导弹试验与发射基地为基础发展起来的。

12.1.1 选择发射场的基本因素

航天发射场是各种先进技术、设备和材料的综合体现。选择和建设理想的航天发射场,既要考虑到任务需要,也要考虑到其地理位置、自然条件、社会环境等综合因素,使之方便于测试发射、跟踪测量、安全救生及航天器返回等。

① 任务需要。在影响发射场选择的众多因素中,最重要的是飞行任务的需要。如果预选中的发射场不能满足飞行任务的需要,那么这个发射场是没有价值的。一般来说,最重要的任务需要是利用运载火箭把航天器发射到特定类型的轨道或沿着某一特定角度发射。

② 地理位置。对于那些需要发射进入赤道轨道的航天器来说,发射场越靠近赤道,运载火箭和航天器的效率越高,也就是说增加了航天器在轨的寿命或加大了运载火箭的运载能力。一个给定的发射场所能达到的最小轨道倾角等于这个发射场的纬度(对于逆行轨道来说,最大倾角为 180° 减去发射场纬度)。因此,选择发射场合适的纬度至关重要。例如,若在澳大利亚的约克角(南纬 12°)建立发射场,其地球同步轨道的运载能力比美国的佛罗里达州或我国的西昌,同步运载能力大约可提高15%。

③ 自然条件。在任何航天发射活动中,当地的自然条件是很重要的。它包括发射场区的温度、湿度、风力等气象因素,也包括地貌、地质构造、水文分布等。气温低、湿度大、多雷电天气对于飞行试验都是不利的。1987年3月在美国卡纳维拉尔角空军某地发射运载火箭的失事,就是由于刚刚发射后就遇到雷击;“挑战者”号航天飞机的爆炸事故,气温太低也是一个起作用的因素。另外,发射场的湿度等也在一定程度上影响着测试发射的可靠性;平坦开阔的地形对于跟踪测量、安全救生及航天器返回都是必不可少的条件。

④ 社会环境。一般来说,场区周围应该人烟较少,交通方便,社会稳定,便于使航天活

动与科学研究、技术应用和工业制造等较好地联系起来,便于场区安全和生活服务保障。

航天发射场位置的选定,涉及到地理纬度、气象条件、地质结构、交通运输等因素。每个国家在选定发射场位置时,都受到各自地理条件的限制(特别是地理纬度),往往很难完全满足要求,需综合考虑各种因素,从本国的国情出发。

12.1.2 航天发射场的系统组成

运载火箭和航天器由工厂运送到发射场后,首先在技术区进行检查、装配和测试;经检验合格的火箭和航天器,转移至发射区;在发射区,完成火箭和航天器的发射前准备和发射工作;对起飞后的火箭和航天器,进行跟踪和观测以及飞行安全的判断,直至火箭各级分离;如果发生故障或紧急情况影响起飞,整个发射设备应立即停止工作,检查与排除故障,推迟发射;如果取消这次发射,应将火箭和航天器撤离发射区,运回技术区。

为完成上述工作流程,发射场需要有大量的技术设备和工程设施,包括:测试发射系统、指挥系统、测控系统、通信系统、时间统一系统、气象系统、大地测量系统和技术勤务系统等。

一、测试发射系统

航天发射场内的测试发射系统是对航天器和运载火箭进行技术准备和发射准备的区域。是用以对航天器和运载火箭进行测试和发射的一整套地面设备和设施。其任务就是完成航天器和运载火箭发射前的一系列准备工作,并实施发射。具体地说,可以概括为:

- ① 接收试验对象(航天器和运载火箭)及其配套设备、仪器(转载和贮存)。
- ② 对航天器和运载火箭及其单元仪器进行转载、安装、检查、测试。
- ③ 对运载火箭和航天器进行起竖、对接、测试、加注、瞄准并实施发射。

测试发射系统通常由技术阵地和发射阵地组成。

二、测量控制系统

测量控制系统对航天器及运载火箭进行跟踪测量、遥测和遥控。测量控制系统由光学和无线电弹道测量站、地面遥测站、安全控制系统、测量控制中心、计算机数据处理中心等组成。

三、通信系统

通信系统的任务是:

- ① 指挥通信:确保指挥系统对上、下级的通信联络。
- ② 协同通信:沟通基地内部各系统之间、友邻基地之间的通信联络。
- ③ 数据通信:实时完成各种测量、引导、显示、气象、时间统一等数据信息的传输。

通信系统的方式包括:有线通信、无线通信(短波、微波)和卫星通信。

四、时间统一系统

航天基地从首区至落区,测控设备分布地区很广,从测量到结果处理都需要有一个统一的时间标准,这个提供统一时间标准的设备系统,叫做时间统一系统。

时间统一系统的建立,可实现基地各测控站间的时间同步和频率校准,并向各测控设备提供标准频率、标准时间和控制信号。

为统一测控系统各设备对运载火箭和航天器飞行的计时,时间统一系统建立统一的

发射零点,即时间基准点,以火箭离开发射台的瞬时算起。火箭竖立在发射台上,与台面有一信号触点,当火箭一离开台面,便发出一电信号传给计时系统,以此时为零点开始计时,记时信号由时间统一系统发给各测控站,以采用共同的时间坐标。

时统设备一般是铯、铷等原子钟,发出精确的时统信号,并根据授时台发布的标准时间进行校正。

五、气象保障系统

气象保障系统在进行发射场飞行试验时,主要承担的任务有:

① 根据气象预报,选出能满足进行发射试验所要求的气象条件的最佳发射日期,以便在选定和编排具体发射日程时作为一个重要因素。

② 在确定了发射日程之后,不仅要及时地给出发射日程内各试验地区的每天气象预报,还要每天给出各发射场区和航区于发射之日的气象预报。

③ 各试验地区分别探测发射前后两小时的气象资料,以供数据处理和试验结果分析。

六、大地测量系统

大地测量系统为飞行器的瞄准和测控系统提供精确的位置与定向基准,具体任务是:

① 在航区内建立精密的大地测量网。

② 提供发射和瞄准用的大地基础诸元。

③ 为发射台和测量站提供垂线偏差、高程异常和重力值。

④ 测定各测量设备的精确位置和定向基准,并为测量设备精度校验提供基准数据。

⑤ 为运载火箭和航天器的摄动修正提供航区和全球重力场资料。

⑥ 开展对地球重力场和地球形状的研究,为测量、跟踪系统建立精确的坐标系。

七、勤务保障系统

勤务保障系统通常分为技术勤务保障系统和生活勤务保障系统。如:推进剂供应、供电、供水、运输、修配厂、医疗、文化娱乐设施等。

12.1.3 航天发射场工作流程

航天发射场工作流程与航天器的发射模式有密切的关系,现将一般的工作流程介绍如下。

一、技术阵地工作流程

技术阵地的工作流程是:

① 验收运载火箭各级和航天器各部件和组件(包括外观和内部的检查)。

② 存放和装配运载火箭和航天器。

③ 进行单元测试、分系统测试和综合测试。单元测试是检验各单元系统、组件和部件,综合测试是检验整个运载火箭系统的功能是否正常。

④ 给运载火箭、航天器和地面的化学电源充电并存放电源。

⑤ 做好向发射阵地转移的准备工作。

二、发射阵地工作流程

发射阵地的工作流程是:

- ① 接收来自技术阵地的运载火箭和航天器。
- ② 装配运载火箭和航天器。
- ③ 进行测试和总检查。
- ④ 加注(液体)推进剂和充填压缩气体。
- ⑤ 瞄准。
- ⑥ 载人航天时,航天员进入座舱。
- ⑦ 发射。
- ⑧ 发射后的收尾工作。
- ⑨ 若撤消发射,泄出(液体)推进剂,对推进剂箱进行中和处理,将火箭撤离发射阵地。

12.1.4 世界主要航天发射场

图 12-1 给出了世界主要航天发射场的地理分布,现以拜科努尔航天中心和肯尼迪航天中心为例进行介绍。

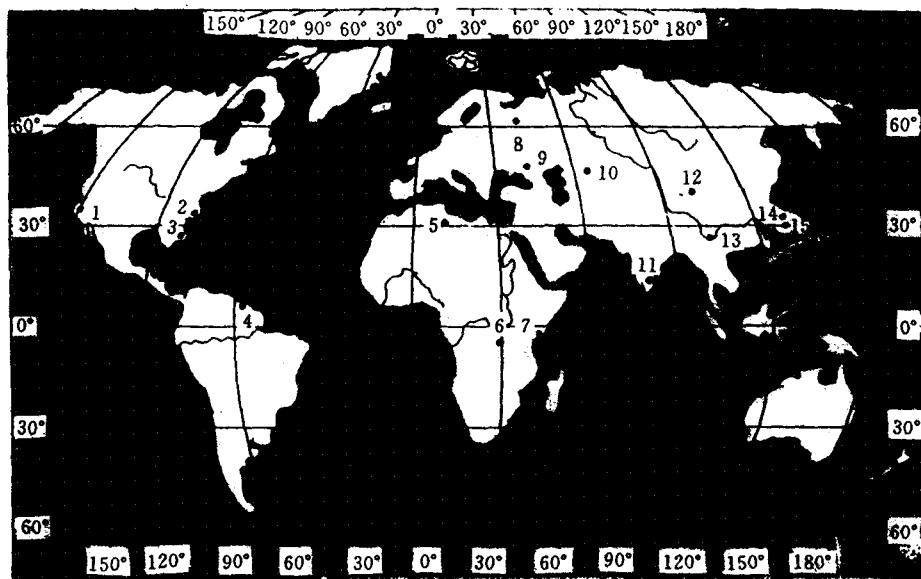


图 12-1 各国航天发射中心地理位置

1. 范登堡空军基地 2. 沃洛普斯岛 3. 肯尼迪航天中心
4. 圭亚那航天中心 5. 轨道运输与火箭公司在利比亚的发射场
6. 轨道运输与火箭公司在扎伊尔的发射场 7. 圣马科发射台
8. 普列谢茨克发射场 9. 卡普斯金亚尔发射场 10. 拜科努尔发射场
11. 斯里哈里科塔发射场 12. 酒泉航天中心 13. 西昌航天中心
14. 鹿儿岛航天中心 15. 种子岛航天中心

一、拜科努尔航天发射场

拜科努尔航天发射中心是前苏联最大的导弹、卫星试验基地和载人飞船、空间站、航天飞机发射基地。它位于哈萨克斯坦境内,北纬 46° ,东经 $63^{\circ}20'$ 。

拜科努尔航天发射中心建于 1955 年。1957 年 8 月 21 日第一枚洲际导弹发射成功,同年 10 月 4 日发射了第一颗人造地球卫星。以后经过不断扩大,先后建立了“东方号”、“上升号”、“联盟号”、“质子号”、“天顶号”和“能源号”运载火箭及航天飞机系统等六套技术阵地(总计九个发射工位),两个试车台,四个测控站,一个氧—氮厂,两个机场(其中一个兼作“暴风雪号”航天飞机的降落场)。继 1961 年 4 月 12 日发射了第一艘载人飞船“东方号”以后,接着又发射了“上升号”、“联盟号”(40 艘),“联盟—T 号”(15 艘),“联盟—TM 号”载人飞船(17 艘),“礼炮 1—7”空间站,“和平号”空间站及其科研生产舱体,“质子号”、“量子—2 号”、“晶体号”等以及“进步号”运货飞船(30 艘)和“暴风雪号”航天飞机(未载人)。除了与载人航天有关项目之外,还发射了“月球”、“金星”、“火星”、“探月号”、“织女星”、“火卫”等深空探测器以及多种型号的通信卫星:“荧光屏”、“长虹”、“波束”号中继卫星与气象卫星。截至 1994 年底,共进行了 968 次航天发射。

拜科努尔航天中心由三部分组成:载人航天发射区、大型火箭发射区和航天飞机发射区。

1. 载人航天发射区

该区位于发射区的北部偏东,有三个主要发射阵地和技术阵地组成。“东方号”和“联盟号”运载火箭—飞船系统的技术阵地,“联盟号”运载火箭—飞船系统和“进步号”运货飞船的技术阵地和发射阵地,“天顶号”运载火箭—航天器技术阵地和发射阵地。除了发射载人航天器外,这些阵地还可用来发射由“联盟号”火箭送入轨道的用于科研和国民经济的应用卫星。

2. 大型运载火箭区

该区位于发射场区的西北部。该区除“质子号”运载火箭发射阵地及火箭—航天器的技术阵地,还有“旋风号”发射阵地与技术阵地。利用“质子号”火箭发射的航天器有:“礼炮号”、“和平号”空间站,以及与“和平号”对接的科研和生产舱体“量子号”。“质子号”火箭加装第四级后可将“地平线”、“荧光屏”、“长虹”等通信卫星, GLONASS 导航卫星、“波束”中继卫星发射入地球定点轨道。“质子号”火箭也可用来发射研究月球、金星、火星和哈雷慧星的深空探测器。

3. 航天飞机发射区

该区又称为超重型航天器发射场,它位于发射场区北部偏西。主要任务是利用“能源号”火箭发射航天飞机。该区的主要设施有“能源号”装配测试厂房,“能源号—暴风雪号”技术阵地、试车台、发射阵地和降落场。

综上所述,前苏联采取的是一种型号配建一套技术阵地和发射阵地,而且都是在装配测试厂房水平组装和测试运载火箭,垂直组装和测试航天器,然后将组装测试好的运载火箭同组装测试及加注好的航天器在运输架车上对装,形成整体水平状态,由铁路转运到发射阵地,最后整体起竖到发射台上作最后发射前测试、加注。

二、肯尼迪航天中心

肯尼迪航天中心是美国最大的载人航天发射场,位于佛罗里达州东海岸卡纳维拉尔角,北纬 $28^{\circ}30'$, 西经 $80^{\circ}42'$ 。

美国于 1949 年 5 月在卡纳维拉尔角创建远程导弹综合试验基地,1950 年 7 月,首次发射了 A-4/WAC“下士”火箭。此后,又进行了多次运载火箭的发射工作,包括“宇宙神”火箭、“大力神”火箭、“宇宙神—阿金纳”火箭、“侦察兵”火箭、“土星 V 火箭、土星 1B”火箭等。从卡角进行的航天器发射任务,包括了美国所有向地球同步轨道发射的任务。从这里还发射过“阿波罗”飞船、“天空实验室”、不载人行星和行星际航天器,科学、气象、通讯卫星等。因此,卡角是美国国家航空航天局的载人与不载人航天器进行飞行前试验、测试、总装和实施发射的重要基地。

肯尼迪航天中心由若干个发射阵地组成,如图 12-2 所示。

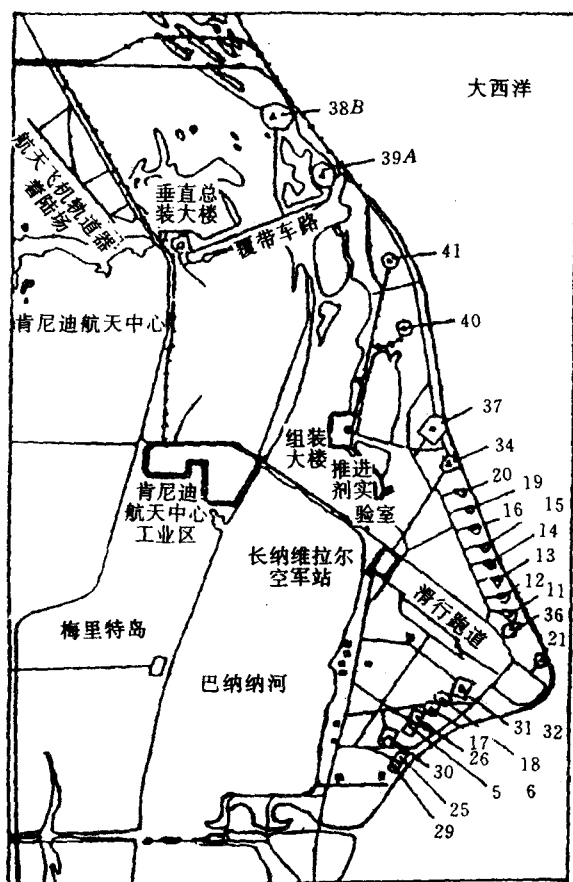


图 12-2 肯尼迪航天中心

发射阵地有两类:一类是原有导弹发射阵地经过部分改装而成的。许多导弹已结束了研制试验,原来的试验发射阵地经过适当改装,即可用于航天器发射场,如 19 号“大力神—双子座”发射阵地。另一类是专为航天发射而新建的,如 36 号“宇宙神—半人马座”发

射阵地,34号“土星 I”发射阵地,37号“土星 I B”发射阵地以及 39号“土星 V”发射阵地。

12.2 技术阵地

根据运载火箭和航天器的类型、用途和发射条件,一个航天发射场可设一个或几个技术阵地,某些大型的航天发射场,分别有运载火箭技术阵地和航天器技术阵地。

技术阵地是航天发射场最重要的组成部分之一,它是由配有各种通用和专用技术设备的一些建筑设施组成,用来对运载火箭和航天器进行验收、存放、组装、测试,还可以进行定期检查。

在技术阵地上对运载火箭和航天器进行最后组装,作单元测试和综合测试,给航天器和运载火箭各级助推器加注高沸点推进剂和充填压缩气体、并把它们对接好,为运往发射区作好准备。实际上,技术阵地在火箭飞行器整个发射准备工作中,起着从制造厂到发射阵地中间环节的作用。

某些航天发射场分别修建运载火箭技术阵地和航天器技术阵地,建造各自的装配测试厂房及必要的建筑设施。修建技术阵地时,要考虑它与发射阵地之间必须相隔一定距离,以确保它的安全。同时还要考虑尽可能缩短它与发射阵地的运输线,以便节省修路费,并要注意到航天器的运输时间和在运输时尽量不要用恒温调节装置。

为完成运载火箭和航天器的准备、装配和测试等全部工作,技术阵地设有下列设施:

- 运载火箭的装配测试厂房(垂直或水平装配测试厂房)
- 航天器的装配测试厂房
- 航天器的加注库房
- 带贮气罐的压缩空气站
- 充电站
- 运载火箭库
- 地面设备库
- 火工品库

技术阵地上还设有电力站或变电站、锅炉房、水冷却塔、供水塔、装有通风设备(空调设备)的建筑、行政办公楼、通信中心站、警卫设施等等。

技术阵地各建筑和设施之间均有铁路或公路相连。铁路专用线设有装卸站台和装卸设备。

航天器的类型、组装方式和发射准备方式会影响技术阵地的组成和结构,如果在发射阵地组装,那么技术阵地只设各级运载火箭和航天器的测试厂房;如果在技术阵地组装,则技术阵地需装配测试厂房。

在技术阵地进行测试的内容包括以下几个方面:

① 单元测试:火箭运抵技术区后,根据需要从箭上拆下有关仪器和设备,进行单元测试。控制系统单元测试包括对惯性器件、箭载计算机、放大器、液压伺服机构、二次电源、电池、各种传感器、中间变换器等测试;外测系统单元测试主要是对各应答机、接收机和控制器的测试。

② 分系统测试:经单元测试合格后,仪器装箭,进行分系统测试,分系统测试是按控制、动力、遥测、外测等系统分别独立进行的测试,其目的是检查本系统内有代表性的参数是否满足性能指标要求。对于不同型号的运载火箭,其分系统测试内容一般包括稳定系统测试、制导系统测试、配电系统测试等内容;动力分系统测试包括对推进剂贮箱和气瓶的气密性检查,电爆管测试等内容;外测分系统测试包括供电、转电、断电功能检查等。遥测分系统测试包括供电、转电、断电功能检查,脱落电路检查,起始电平检查等。

③ 系统匹配检查:系统匹配检查的目的是测试各系统之间工作的协调性和接口关系的正确性。它包括控制—遥测匹配;控制—外测匹配,外测—遥测匹配和控制—遥测—外测匹配等内容。

④ 总检查:总检查是各系统全部参加的对火箭综合性能进行检查的测试项目,其重点是检查各系统工作的协调性和典型的系统参数。它包括全箭模拟飞行检查和紧急关机电路检查两部分内容。通过紧急关机电路的总检查,实现对发射电路的检查和发射不成功时对飞行控制系统及发动机等系统处理情况的检查;通过模拟飞行总检查,实现对飞行时序、全系统极性关系以及各系统工作协调性检查。

⑤ 安装火工品,撤收测试设备,做好转往发射阵地的准备。

12.3 发射阵地

发射阵地拥有测试、发射准备和发射用的专用设备和设施,用于接收来自技术阵地的运载火箭和航天器,进行发射前测试、加注,并进行瞄准和发射。一个航天发射场可拥有多个发射阵地,以适应航天器发射的需要。

发射阵地的组成如图 12—3 所示。它由通用设备和专用技术设备两大部分组成。

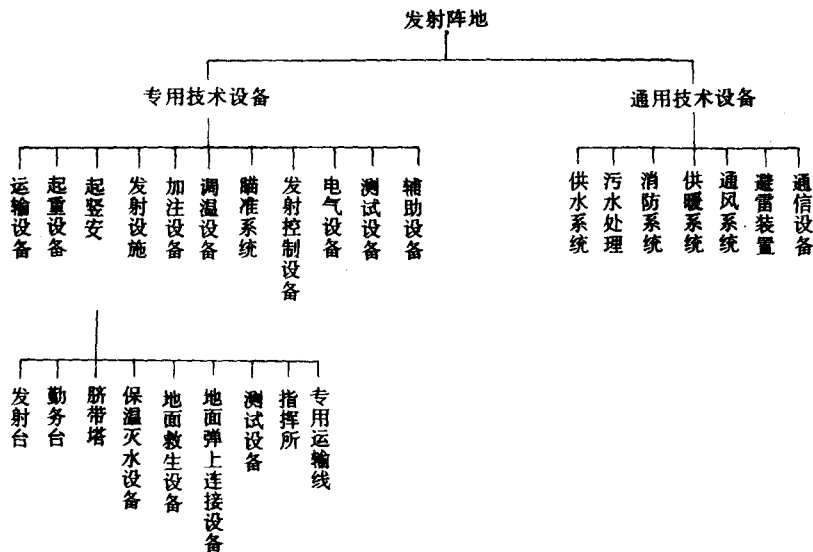


图 12—3 发射阵地组成框图

在发射阵地,主要的发射设施包括发射工位、发射台基座、导流槽、发射台、活动勤务塔、脐带塔、起竖设备等。根据不同的发射模式,发射设施的配制有所差异。现以美国肯尼迪航天中心 39 号发射场为例进行介绍。

39 号发射场由一个技术阵地和二个发射工位以及连接技术阵地与发射工位的履带车专用公路组成,如图 12-4 所示。

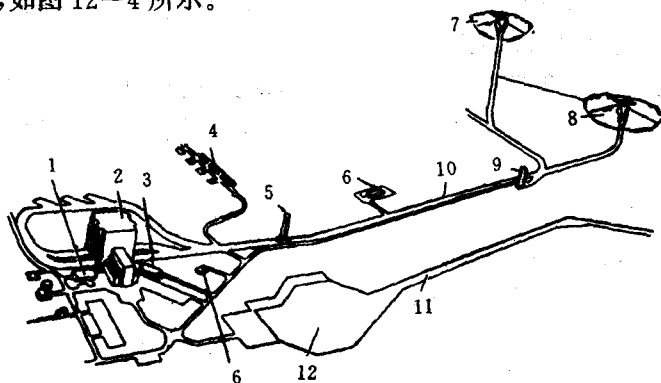


图 12-4 39 号“土星-阿波罗”登月发射场设施布局图

1. 操作人员工作间 2. 垂直总装测试大楼 3. 发射控制中心
4. 各种库房 5. 活动发射台(连同脐带塔) 6. 压缩空气罐间
7. 两个发射工位 8. 两个发射工位 9. 活动勤务塔
10. 巨型履带运输车的专用运输道路 11. 运河 12. 码头

一、发射工位

图 12-5 给出了 39 号发射工位的布局图。工位场坪大致呈八角形,占地 1.3km^2 ,中央为发射台基座。场坪上有通往总装测试厂房的履带车道、环形公路、设备控制间、液氢库、瞄准间、燃料泄出储槽、消防槽罐、液氧库、高速摄影机房和通风装置等。在场坪周围设三座 130m 高的避雷塔。

二、发射台基座

位于场坪中央的发射台面上有六个安装框,用于固定活动发射台。发射台基座上提供了液氢加注管出口、供气管接口、燃料加注口、一级发动机加注工作台、供电电缆出口支架、辅助输送设备、检查用工作台、空调系统出口、液氧加注管出口。这些接口设备将库房的推进剂、气体、电力设施和脐带塔连接起来。在台面下的地下室,用于放置测试设备终端接口、空调设备和高压气储存设备,以工作人员紧急地下掩蔽部等。

三、导流槽

发射台下面中央为火焰导流槽,深 13m,长 137m,宽 18m,用耐火砖砌衬。导流槽用来排导火箭起飞时喷出的高温高速燃气流和支承固定发射台。当发射不成功时,也可作为一级运载火箭推进剂的泄出储槽。

导流槽内有一钢制的导流锥,呈倒 V 型,置于铁轨上,其底部宽 14.6m,高 12.8m,重 $3.5 \times 10^5\text{kg}$,发射台可移动进行检修。为冷却导流锥,专门设置了一套独立的水冷却系统。

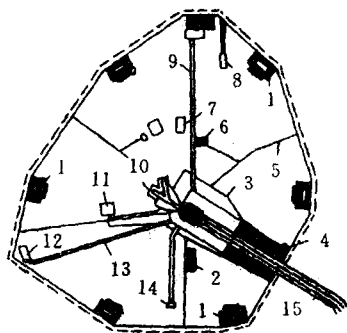


图 12-5 39号“土星-阿波罗”登月发射场设施布局图

- 1—电视摄影室 2—汽车停车场 3—发射台
4—检查站 5—供气管道 6—瞄准站
7—燃料泄出储槽 8—燃料和液氢泵 9—燃料和液氢加注系统管道
10—导流槽固定平台 11—消防系统槽罐 12—液氧泵站
13—液氧加注系统管道 14—通风装置 15—履带运输车道

四、发射台

发射台用于承载运载火箭和航天器,进行垂直度调整和方位粗瞄。

固定发射台由台体、回转部、液压系统、电气系统组成。

39号阵地使用的是活动发射台,它是由发射平台和脐带塔组成的全钢结构,总重约 $5.4 \times 10^6 \text{kg}$,发射台全高 135m。发射平台面积 $52\text{m} \times 41.7\text{m}$,高 7.6m,中间有一个 $13.7\text{m} \times 13.7\text{m}$ 的方形导焰孔。台面导焰孔四周有四个火箭支撑臂。脐带塔装在发射台一端,高 116m,设有 17 层工作平台,塔顶装有 25000kg 的塔式起重机。塔内设有两部电梯,可在 30s 内把航天员送到塔下。塔上设有 9 个摆臂,固定通向火箭飞船的加注管路、供气管路和测试电缆。其中一个作为航天员进入飞船的通道。

五、活动勤务塔

活动勤务塔用于给火箭安装火工品和其它不适宜在总装测试厂房中安装的设备。射前撤出,平时停放在距发射工位 1.6km 处。塔高 125m,塔上设有五层封闭工作平台,上面三层供飞船用,下面两层供火箭用。

六、巨型履带运输车

肯尼迪航天中心有 2 台巨型履带车,作为活动发射台及火箭、飞船的运输工具。每辆车重 2720t,运输能力为 8165t。车长 40m,宽 35m,高 6.1m。动力装置为 2 部 2750 马力的柴油机,带动 4 台 1000kW 的发电机,再去驱动 16 台牵引马达。另用 2 部 1065 马力的柴油机,带动 2 台 750kW 发电机给运输车的调平、起重、转弯系统提供动力。履带车负载下最大速度为 1.6km/h,空载时可达 3.2km/h,最小转弯半径为 150m。还为运输车修建了专用公路,路宽 46m,有两各各宽 12.2m 的履带运输车道,两车道间隔为 15.25m,一侧还有 6m 宽的勤务道路。

12.4 测试发射模式

运载火箭和航天器在航天发射场一般要经历检测、组装、加注、发射几个阶段。运载火箭及航天器按其测试发射工作流程,可分为三种模式:

(一)三分级模式

三分级模式是指分级水平测试、分级水平转运、分级起竖对接。

在技术阵地装配测试厂房内,对运载火箭各级及航天器进行单元测试、装配和水平综合测试。测试合格后,运载火箭各级和航天器分别转运到发射阵地,在发射阵地,将运载火箭各级分别起竖,对接于发射台,将航天器与运载火箭对接,然后进行整体综合测试。

美国水星号飞船的测试发射流程是典型的三分级模式。水星号飞船、宇宙神运载火箭的各级部件运输到肯尼迪航天中心后,首先在工业区内的装配测试厂房。进行单元测试、装配和水平状态下的综合测试。测试合格后,运载火箭和飞船分别运到发射阵地,进行发射阵地的装配、测试和加注发射。

采用三分级模式的优点是:测试厂房的规模和造价较低。美国就是利用红石导弹和宇宙神导弹的测试发射设施作为水星—红石运输火箭、水星—宇宙神运载火箭的测试厂房和发射工位,仅增加了部分飞船测试厂房后,沿袭导弹测试发射的操作流程进行测试发射。

但三分级模式也具有较明显的缺点:

① 因为需在发射工位上重新进行火箭和飞船的全部测试检查项目,而发射阵地的测试环境和条件可能影响测试操作的准确性和可靠性,容易造成失误或难于满足要求。

② 发射阵地上必须有高大复杂的勤务塔和脐带塔,并需给火箭、飞船提供较好的环境保障条件,这一方面难于满足温度、湿度、洁净度的要求。另一方面建造庞大复杂的活动塔无疑增大了经费投资,而且万一运载火箭在发射台上爆炸,发射场的损失巨大。同时还需在发射工位附近建造坚固的地下发射控制室。

③ 发射工位占用时间长,一般需3个月,有时长达半年。所以肯尼迪航天中心和东靶场不得不建40多个发射工位,有的型号发射工位多达6个。

(二)三水平模式

在技术阵地上的装配测试厂房进行水平装配和综合测试,又以水平状态转运到发射阵地,然后起竖到发射台上进行测试、加注和发射。这是前苏联发射“东方号”、“上升号”和“联盟号”飞船时所采用的工艺流程,即所谓的水平组装、水平测试、水平整体转运的“三水平”模式。

以“联盟号”飞船为例,当它运到拜科努尔发射场的飞船测试厂房后,先将其垂直竖于工作架上,进行单元分系统和综合测试。测试合格后,装好整流罩,在垂直状态下运到加注间加注燃料,再运回测试厂房,放置成水平状态,对接逃逸塔,再运到火箭总装测试厂房与整体水平放置的运载火箭对接在水平运输起竖铁路支架车上,由内燃机车牵引往发射阵地。

到发射阵地后,首先转动发射台,进行对位,再由运输车液压系统将火箭飞船整体托

起来,起竖成垂直状态,然后合拢支撑臂、勤务塔,连接好电缆和各种供气管路。整个起竖过程约需用 1h。

起竖后,进行火箭飞船各系统的垂直状态测试,约需 5h。

进入临射检查 6h 程序,对火箭飞船再一次进行综合检查。

射前 2h,航天员进舱,进行生理检测,点火发射。

这种测试发射模式只适用于在结构上允许成水平状态转运的火箭飞船。采用这种模式时,火箭飞船的装配和测试工作是在条件良好的室内进行,这样的操作方便且质量高,也不必建造高大的装配测试厂房和垂直运送的庞大设备及专用道路,缩短了发射阵地的时间(约需 14h),从而提高了发射的可靠性和缩短了发射时间的间隔。

这种模式的缺点是:火箭飞船是非工作状态(水平状态)装配,必须在发射阵地重新进行综合测试(因为从水平状态转为垂直状态的起竖过程都有可能成为发生故障的原因)。

(三)三垂直模式

三垂直模式是指垂直总装、垂直测试、垂直转运。三垂直模式与三分级及三水平方式相比,可大大缩短发射阵地占用时间,运载火箭及航天器可以在条件良好的垂直总装测试厂房内测试检查,然后以垂直的工作状态运往发射阵地,从而大大地提高了发射的可靠性和成功率。

以土星-V、阿波罗飞船的测试发射过程为例,当“土星-V”型火箭的组件在被运至垂直总装测试大楼后,各级火箭在装配大楼的低跨厂房内完成单元及分系统测试检查,然后通过运输走廊送到高跨厂房内对接于活动发射台,再进行组装和测试。

“阿波罗”飞船的各构件运到肯尼迪航天中心后,在飞船装配楼内进行装配和测试。然后运到装配大楼与测试好的火箭对接,并进行箭、船联合测试。

测试合格的“土星—V”运载火箭和“阿波罗”飞船联合体连同活动发射台和脐带塔一起由履带运输车运到发射工位。

活动发射台停放定位于发射点后,运输车返回,将活动勤务塔运到发射工位,然后将勤务塔展开,连上有关的电路、气路、液路。

对火箭—飞船进行综合测试检查,经加注、安装火工品后,将活动勤务塔撤离。发射前 2h,航天员进舱。

发射完毕后,用运输车将活动发射台运回垂直装配大楼。

土星-V 运载火箭和阿波罗飞船垂直总装测试大楼长 219m,宽 158m,高 160m,由高跨、低跨两部分组成,如图 12—6 所示。高跨有 4 个总装工位,低跨部分高 64.3 米,有 8 个测试间,可对火箭 67 个分系统进行测试检查。大楼有起吊设备 141 部,其中高跨厂房的 2 台桥式起重机,起吊重量为 250t,吊高 141m,跨距 45m,起吊速度 0.3~0.46m/min,最小速度可达 0.03m/min,读出精度为 0.2mm。在运输通道上有 1 台 175t 的桥式吊车,吊高为 50m,可在整个厂房全长度内沟通高、低跨厂房间的运输。大楼内共装有 125 台通风机,可将大楼内的空气每小时更换 1 次。垂直总装测试大楼有 4 个倒 T 形大门,供总装测试完毕的、置于活动发射台上的土星-V 号火箭和阿波罗飞船运出。大门高 139m,下部宽 45m,上部宽 22m,大门重达 29t,每启动 1 次需 1h。图中 1 为高跨间,2 为低跨间,3 为发控指挥中心大楼,4 为正在总装测试的土星运载火箭及阿波罗飞船,5 为带脐带塔的活动发

射台,6 为履带车,7 为正在吊装和测试的火箭子级,8 为仪器舱,9 为阿波罗飞船。

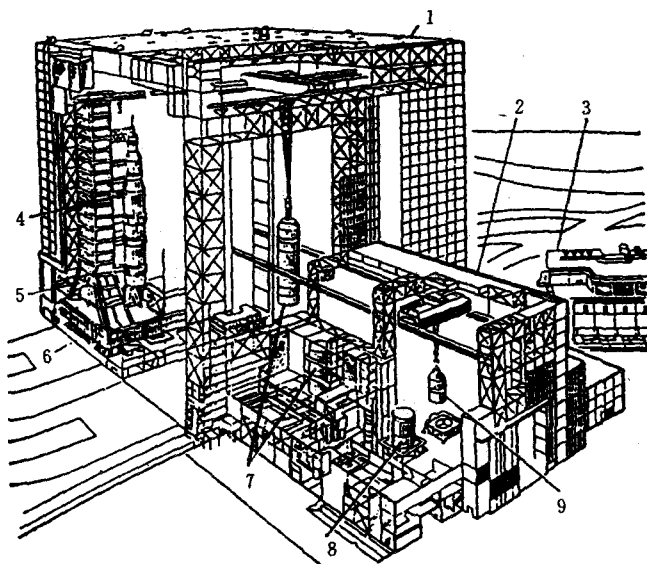


图 12-6 垂直总装测试大楼

12.5 航天器发射入轨程序

航天器及运载火箭在发射工位加注完毕后,进入倒记时的临射程序,当一切正常,符合发射窗口的要求时,运载火箭即点火起飞,运载火箭将根据预定程序飞行,将航天器送到预定的入轨点。现以商业大力神 3 及双子座飞船为例,对航天器发射入轨程序加以说明。

“商业大力神 3”是一种使用 4m 直径大型整流罩的三级火箭。由两枚 5 节半药柱固体助推器、芯级、延伸舱和整流罩组成。其基本型可将两个有效载荷送入近地轨道,配上各种上面级后可执行地球同步转移轨道、地球同步轨道、月球轨道、星际飞行等任务。火箭各种整流罩可适用于目前设想的全部商业有效载荷。表 12-1 和图 12-7 给出了“商业大力神 3”近地轨道双星发射任务飞行程序。

表 12-1 “商业大力神 3”近地轨道双星发射任务飞行程序

时 间	事 件
T+0s	固体助推器点火
T+0.2s	起飞
T+6s	滚动程序开始
T+9s	滚动程序结束
T+10s	俯仰程序开始
T+1min47s	助推器推力终止
T+1min47.1s	一子级点火
T+1min59.1s	固体助推器分离
T+2min3.1s	开始闭路制导
T+4min33.2s	结束一子级工作
T+4min33.3s	二子级点火
T+4min340s	一子级分离
T+4min44.0s	整流罩分离
T+8min5s	二子级熄火
T+8min20s	进入停候轨道
T+10min0s	机动到分离姿态
T+24min0s	前部卫星以 2r/min 的速度旋转
T+27min	前部卫星分离
T+29min	释放前部卫星,遥测系统停止工作
T+37min	机动到防撞/免污染机动点火姿态
T+40min23s	防撞/免污染点火
T+1h7min41s	前部卫星近地点发动机点火
T+1h8min24s	以 0.5°/s 速度滚动(2 转)
T+1h16min0s	以 0.5°/s 速度滚动(2 转)
T+1h24min0s	机动到延伸舱分离姿态
T+1h30min0s	延伸舱分离
T+1h35min0s	机动到后部卫星分离姿态
T+1h49min0s	后部卫星以 2r/min 旋转
T+1h53min0s	后部卫星分离($\Delta V = 0.61\text{m/s}$)
T+1h5min0s	释放后部卫星,遥测系统停止工作
T+1h3min0s	机动到姿态控制系统熄火姿态
T+2h36min43s	后部卫星近地点发动机点火
T+2550min	姿控系统熄火

双子座飞船的射前准备从 420min(7h)开始,若以点火时为 0s,其临射和点火起飞程序为:

- 400': 火箭、飞船开始加电。
- 380': 火箭、飞船功能检查。
- 330': 检查核对飞船指令。
- 258': 航天员起床。
- 220': 飞船计算机装订数据。
- 190': 清理发射台、检查发射指令。
- 173': 航天员安装生理遥测传感器,穿好航天服,从航天区出发。
- 160': 给火箭储箱增压。
- 145': 发射程序地面自检。

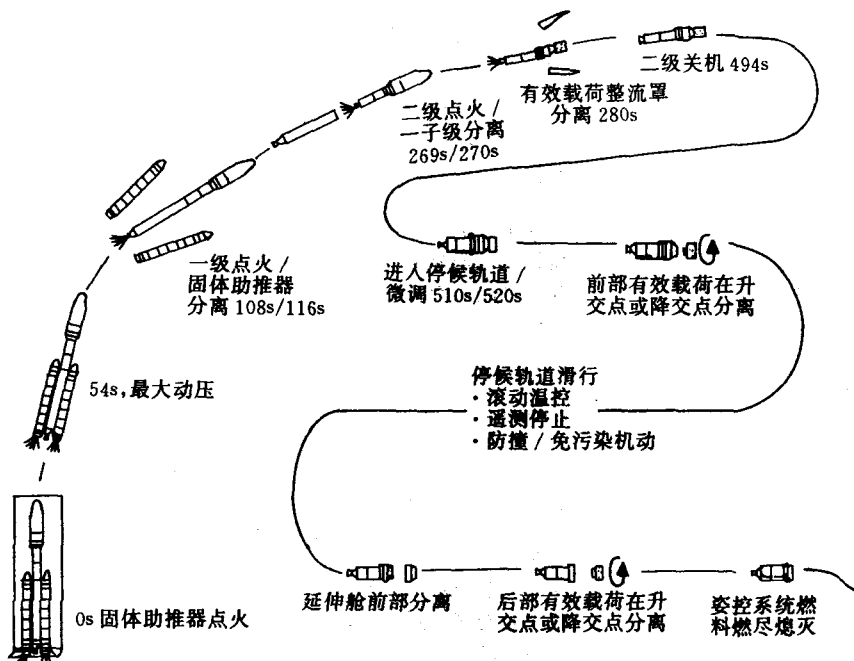


图 12-7 “商业大力神 3”近地轨道双星发射任务飞行程序

- 100': 航天员进舱。
- 75': 关闭飞船舱口。
- 35': 启动飞船全部通信线路,沟通航天员与地面的联系并通话。
- 20': 飞船内部加电。
- 6': 飞船火箭数据检验。
- 3': 精瞄校验,飞船计算机数据校验。
- 0': 点火。
- 1.8': 发动机推力室开关调到 77% 额定推力,“2s 程序装置”启动。
- 3.8': 飞船脱落电缆脱落,火箭系留机构螺栓起爆,允许起飞。
- 4": 点火。
- 23": 火箭接通滚动控制,开始滚动 85°。
- 25": 火箭停止滚动。
- 27": 火箭接通偏航控制。
- 54": 变换救生模式。
- 65": 火箭马赫数 $M=1$ 。
- 81": 火箭达最大动压。
- 128.5": 一级关机。
- 144": 过载达 6.3g。
- 152": 抛逃逸塔。

- 153": 变换救生模式。
- 169": 一、二级分离。
- 174": 开始无线电制导飞行。
- 195": 整流罩分离。
- 270": 过载达 3.5g。
- 314": 变换救生模式。
- 342": 二级关机。
- 362": 飞船和火箭分离,飞船入轨。

12.6 发射窗口

适合运载火箭发射航天器的时间范围称为发射窗口。发射窗口的选择,是航天器发射过程中必需完成的一项重要工作,发射窗口受到气象条件、航天器温控系统、姿态控制系统、天体运行规律、测控系统等众多因素的影响。发射窗口包括:年计发射窗口、月计发射窗口、日计发射窗口。

年计发射窗口规定某年内连续几个月份可进行发射。对于发射星际探测器,一般要规定年计发射窗口。

以发射哈雷彗星探测器为例,由于哈雷彗星的运动周期为 76 年,每 76 年中,只有其中一年中的连续几个月份哈雷彗星离太阳最近,只有在这段时间内适合于发射哈雷彗星探测器,因此,发射哈雷彗星探测器要规定年计发射窗口。

月计发射窗口规定某月内连续几天可进行发射。对于发射水星、金星等探测器时,一般要规定月计发射窗口。

以发射水星探测器为例,由于水星绕太阳公转的周期为 88 天,每年中与地球会合 3 次,会合时的前后连续几天水星离地球最近,因此,这段时间内发射水星探测器最为适宜,所以,发射水星探测器,要规定月计发射窗口。

日计发射窗口规定某天内连续几个小时可进行发射。日计发射窗口的选择受到众多因素的影响,如:发射时应具有良好的气象条件、发射后航天器应能进入预定轨道,而预定轨道的选择与飞行任务有着密切的关系,如:利用太阳能帆板的航天器发射后形成的轨道面,需要有良好的太阳光照射;进行对地观测的飞行器,当飞行器飞越观测区域上空时,该区域应阳光充足;进行对接的飞行器入轨时应能与在轨运行的航天器交会,完成对接任务。同时,发射窗口的时间范围与火箭的机动飞行能力密切相关。

以太阳光照条件对日计发射窗口的选择为例加以说明。假定在春分(或秋分)这天发射,航天器预定运行轨道为极地轨道。

如果凌晨发射航天器,航天器的飞行轨道面将始终受到太阳光的照射,航天器在轨运行期间,太阳能电池能获得充分的太阳能。如果中午发射航天器,航天器的飞行轨道面将与太阳光的照射方向平行,部分轨道在地球的阴影区中,航天器在轨运行期间,太阳能电池部分时间无法工作。但在受阳光照射的一面,航天器下方的地球表面受阳光照射的入射角最佳,适合于对地拍照。如图 12-8 所示。

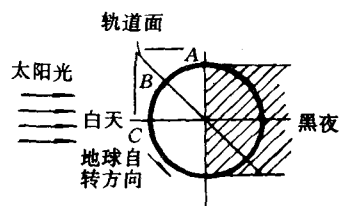


图 12-8 太阳光照条件对选择发射窗口的影响

由此可见,选择发射窗口是一个复杂系统的综合决策问题。一般先根据上述各影响因素,提出希望和允许的发射时段,然后由发射部门综合分析,根据不同发射时段对实现试验目的影响,排出最佳发射窗口、较好发射窗口和允许发射窗口。航天器最终发射时间总是由日计发射窗口来确定的。

第十三章 航天器再入与返回

航天器从大气层外的飞行轨道进入地球的稠密大气层,称为“进入”或“再入”。航天器脱离空间运行轨道进入地球大气层,并在地面安全着陆的过程称为飞行器的“返回”。

航天器分为“非返回型”和“返回型”两大类。长期运行在轨道上,无需再返回地球者,叫“非返回型航天器”,如通信卫星、导航卫星、气象卫星、天文卫星等;在轨道上飞行一段时间后,需要整体或部分再返回地球者,称为“返回型航天器”,如照相侦察卫星、生物卫星、载人飞船、航天飞机,以及月球和行星取样探测器等。

航天器以很高的速度再入地球大气,要经受严重的气动力加热和气动力载荷。在设计中常有意识地将必须返回的物品和在返回过程中必须工作的设备集中安装在一个舱体内,称此舱体为“再入舱”;把那些无需返回的物品,集中配置于另一个或几个舱体内,如“设备舱”、“轨道舱”。在返回过程中,只有再入舱穿过稠密的大气层,返回地球。而其它舱体均在再入前被抛弃。

13.1 返回技术

返回技术是人类征服宇宙的一项重要技术,在 20 世纪的几十年中经历了几个发展过程。

40 年代末,美、苏分别实现了地球物理火箭和高空生物火箭箭头的回收。火箭飞行高度百余公里,回收重量为数百公斤。火箭头部的回收是飞行器返回技术发展的先驱。

50 年代末,美国加紧研制照相侦察卫星,探索空间飞行的返回技术。从 1959 年 2 月开始发射“发现者”系列的实验型侦察卫星。经过了 12 次连续试验回收失败后,才在 1960 年 8 月首次回收得到从轨道上返回的“发现者”的回收舱。

60 年代,人类掌握了航天器从绕地球轨道和从月球轨道弹道式返回地面的技术。1960 年 5 月,苏联发射了“斯普特尼克-4”,由于卫星姿态控制系统发生故障而返回失败。同年 8 月,苏联发射了载有两只狗的生物卫星“斯普特尼克-5”,它绕地球飞行 18 圈后返回地球。相继,苏联于 1961 年 4 月“东方号”载人飞船安全返回,第一次实现了载人飞行。1968 年 12 月,第一艘载人月球飞船“阿波罗-8”从月球航行归来;1969 年 7 月美国航天员首次完成登月飞行。

70 年代,美国加紧执行航天飞机计划,实现地球—轨道间的空间运输系统。在此期间,人类还实现了在金星和火星表面软着陆。同时,美国的第四代侦察卫星“大鸟”设置了 6 个胶卷舱,分期将在轨道上拍摄的胶片送回地面。这种胶卷舱类似于早期侦察卫星“发现者”的再入舱。某些空间站也设有若干再入舱,需要时,可将胶片或实验品由再入舱送回地面。

在返回技术发展中,还设想在未来的载人航天器上,设置单人的或多人的救生舱,航天员在危急情况下,可迅速改乘救生舱返回地球。

80年代初,航天飞机完成了试验性飞行,突破了升力式返回技术。

自1975年以来,我国成功地发射了16颗返回型人造卫星,每次运行3~5天后返回,安全着陆,使我国成为世界上第三个掌握飞行器返回技术的国家。

13.2 返回过程

航天器的返回过程是一个减速过程,以轨道上的高速逐步减速到接近地面时的安全着陆速度。从理论上讲,返回可以用与发射飞行方向相反的火箭,沿发射轨道逆方向地使它减速。但是单纯地利用火箭的动力来减速,需要相当大的动力装置和推进剂,这势必成为运载火箭的有效载荷,大大增加它的起飞重量。这种方法既不经济,又不现实。

尽管地球大气层的稠密部分只有几十千米,但它在航天器上能产生相当大的阻力,足以使飞行器减速。于是提出了利用空气阻力的方案,这是既经济,又可行的方法。

航天器在空气阻力的作用下急剧减速,速度由刚进入大气层时的宇宙速度很快地降低到15千米高度以下的亚音速,即每秒二百多米。最后再进一步采取减速措施,如用降落伞,使航天器减速到安全着陆速度。

这种方法只需用一个能量不大的制动火箭,作用很短的一段时间,使航天器离开原来的运行轨道,转入朝向大气层的轨道。以后就不再使用火箭的动力来减速。这是目前工程上普遍使用的方法。

航天器自绕地球的轨道上返回地面,大致要经历如下四个阶段(图13-1)。

(1) 离轨段

航天器在制动火箭作用下,脱离原来的运动轨道,转入一条能进入大气层的过渡轨道(A点),这一段也称为“制动飞行段”。

(2) 大气层外自由下降段

制动火箭熄火后,航天器在重力作用下沿过渡段轨道自由下降。在100km左右高度进入稠密大气层(AB段)。

(3) 再入大气层段

这一段也叫做“大气层内飞行段”(B点以下)。

(4) 着陆段

当航天器下降到15km以下的高度,进一步采取减速措施,保证其安全着陆,这一段又称为“回收段”。

航天器自其它星球航行归来,以第二宇宙速度(约11.2km/s)进入地球大气层,同样也要经历再入段和着陆段。

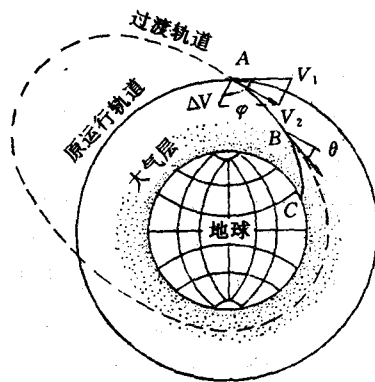


图13-1 航天器的返回过程

13.3 返回型航天器的分类

航天器以很高的速度再入大气层,承受严重的气动加热和制动过载。航天器的气动力外形、结构、返回轨道、返回控制等都是根据再入段的工作条件来设计的。因此,返回型航天器的分类主要是根据它在再入过程的动力学特性来进行的,也可以说是再入航天器的分类。

航天器在大气层里运动,除了重力外,还受到空气动力的作用。后者可分解为阻力 D (沿速度方向的分量)和升力 L (垂直于速度方向的分量)。升力与阻力的比值 L/D 称为升阻比。根据航天器的高超音速时的升阻比大小,再入航天器分为弹道式和升力式(或称滑翔式)两大类(图13-2)。

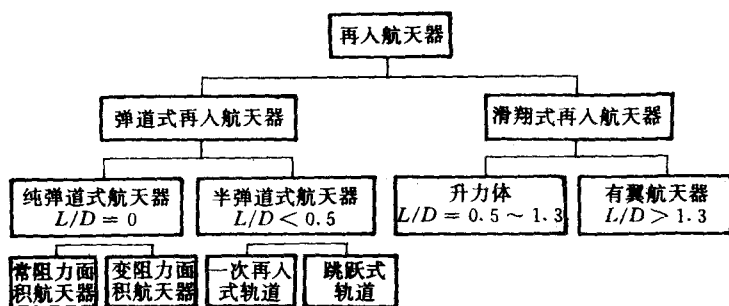


图13-2 再入航天器的分类

13.3.1 弹道式再入航天器($L/D = 0 \sim 0.5$)

弹道式再入航天器又可分为纯弹道式和半弹道式航天器两种。

1. 纯弹道式再入航天器

这种航天器的升阻比为零或接近零,在空气中运动只产生阻力而不产生升力,或者只产生有限的升力,但此升力是无法控制的。例如苏联的“东方号”、“上升号”载人飞船的再入舱是一个直径为2.3m的圆球,在气流中不会产生任何升力。“水星号”飞船是旋转体外形,保持零攻角再入时也不会产生升力。

由于没有升力,所以航天器的气动力外形很简单,通常采用钝头的轴对称旋转体外形;它在大气里经历的时间很短,不超过400s,因此气动力加热的总加热量相对地要小些,防热结构较简单。纯弹道式再入航天器是返回型航天器中最简单的一种,技术上易于实现。美苏早期的返回式航天器无例外地都属于此类。

其主要缺点是它在再入过程的运动无法控制。一旦制动火箭工作完毕,航天器就沿着一一定的弹道返回到地面,落点位置也就相应地决定了。制动火箭工作期间的各种偏差因素对落点位置的影响,在下降过程中没有调整的可能。1960年5月,美国第二艘载人轨道飞行的“水星号”飞船的落点就偏离了480km之远。

由于加热时间短,所以迎风面的热流很大,最大热流达每平方米每秒几百到一千大

卡。在气动加热最严重的部位,通常采用烧蚀式防热结构。这种结构在一次飞行后会严重烧蚀,不能修复再次使用。这也是弹道式再入航天器的主要缺陷之一。

这种航天器的再入制动过载比较大。虽然载人飞船的再入角已限制在 2° 左右,但最大制动过载仍有 $8\sim 10g$,这对于航天员身体的影响还是比较大的。由于没有升力,航天器只能垂直着陆。在着陆前,还要有一套着陆减速装置,如降落伞,使航天器进一步减速,保证安全着陆。

为改善航天器制动过载太大的缺陷,可采用改变航天器几何外形的办法。在航天器后部,设置可展开的伞状阻尼板。在很高的高空,航天器速度很高,张开阻尼板以增加其阻力面积,从而增加制动加速度。随着高度的降低,大气密度增加,阻尼板逐渐收缩,阻力面积减少,从而也降低制动过载。用这种方法可减少再入制动过载 50% 。

这样,纯弹道式再入航天器可分为常阻力面积和变阻力面积航天器两种。不过后者还只是一种设想,在工程上没有实现。目前纯弹道式再入航天器的几何外形在再入过程,除了由于材料烧蚀略有变化外,都保持不变。

2. 半弹道式再入航天器 ($L/D < 0.5$)

为弥补纯弹道式再入航天器的再入轨道无法控制和制动过载太大的缺陷,赋予航天器有限的、可控制的升力,将航天器的重心配置在离中心轴一段很小的距离处。这样,再入舱(除圆球外形外)在气流中产生一定的攻角,称为“配平攻角”,相应地产生一定的升力(图13-3)。这个升力是有限的,升阻比小于 0.5 。将航天器绕其纵轴旋转一个角度,称“侧倾角”,则此升力分解为一个向上的力和一个侧向力。航天器再入大气层后,根据航天器与预定落点之间的相对距离和方位,以一定的程序控制航天器的侧倾角,可以在一定范围内调整航天器的落点位置,同时制动过载也明显下降。

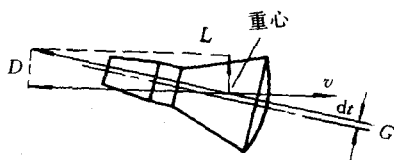


图13-3 “双子座”飞船再入舱重心偏心
 $G = 76.2\text{mm}$,相应的配平攻角 $\alpha_r = 14^\circ$

这种在纯弹道式基础上增加有限的、可控的升力,以控制再入轨道的航天器收做半弹道式或升力—弹道式再入飞行器。目前,采用这种方式再入可以控制落点偏差在 2km 以内。美国首次在“双子座”飞船上采用了半弹道式再入技术,其再入舱重心偏心 76.2mm ,相应的配平攻角 14° ,升阻比 $L/D = 0.19$ 。在这种情况下,飞船可在纵向 550km 、横向 100km 的长舌形范围内调整飞船的落点;再入制动过载为 $4\sim 5g$,而在纯弹道式再入情况下为 $6g$ 。苏联从“联盟号”飞船开始采用半弹道式再入技术。

半弹道式再入航天器的再入轨道分为一次再入和跳跃式再入轨道两种。

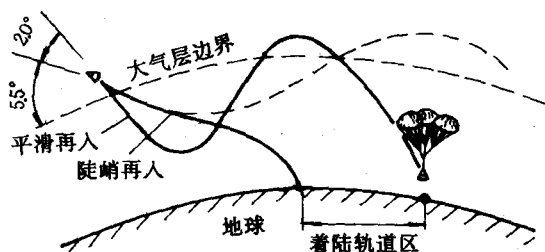


图13-4 “阿波罗”飞船自月球返回轨道示意图

一次再入式轨道是航天器再入大气层后,在飞向预定落点的过程中,轨道单调地下降,不再跃出大气层。从近地轨道返回地面都是采用这种轨道。

跳跃式轨道又称起伏式或回弹式再入轨道。航天器在进入大气层一段时间后,调整升力;使航天器向上飞行,飞出大气层;然后再第二次再入(图 13-4)。从理论上讲,航天器可以多次飞出和多次再入大气层。这样,可以增长航程,增加调整落点的范围,同时减少再入制动过载。美国“阿波罗”飞船和苏联“探测器-6”自月球返回时,都采用了这种再入轨道。

13.3.2 升力式再入航天器($L/D > 0.5$)

升力式再入航天器又称为滑翔式再入航天器可分为升力体式航天器($0.5 < L/D < 0.3$)和有翼航天器($L/D > 1.3$)两种。

1. 有翼航天器

有翼航天器具有升力面,外形象现代高速飞机,航天飞机就是属于这一种。它在大气里飞行可产生相当大的升力,升阻比大于 1.3,所以可滑翔机动飞行数千公里的航程,最后在预定机场的跑道上水平着陆;可以多次重复使用,再入过程的最大制动过载很低,在 $1g$ 左右。

这种航天器的外形要兼顾从高超音速到亚音速的各个速度条件的气动力要求,因而其几何外形和结构很复杂,单位表面面积的体积效率低。气动力加热热流较低,但加热时间长,总加热量大,特别是采用能重复使用的防热材料,以致防热结构沉重,并需要有复杂的再入控制系统。

2. 升力体

升力体又称升力艇,没有机翼,利用机身的气动力外形产生一定的升力,升阻比在 0.5 至 1.3 范围内,其性能介乎弹道式航天器和有翼航天器之间,并尽量吸取两者的长处;气动力载荷比较低,制动过载不大($2g$),结构重量中等,可以在大气内机动飞行数百公里,可在预定机场水平着陆,可多次重复使用。目前美国正在研制的 X-33 单级入轨火箭验证机就是升力体结构,将在 1999 年 3 月进行首次飞行试验。

13.4 脱离运行轨道(返回轨道)

航天器返回的标准方案,是利用制动火箭的动力,有控制地使航天器离开原来的运行轨道,然后下降,进入大气层,返回地面。

假定航天器以速度 V_1 在绕地球的轨道上运行。在返回前,先由姿态控制系统调整航天器的姿态,使其纵轴与当地水平面成角度 φ ,称为“制动角”,而纵轴的方向称为“制动方向”。制动火箭的推力沿制动方向作用很短的一段时间,使航天器在此方向获得一个附加速度 ΔV 。这时航天器改为以 V_1 和 ΔV 的合成速度 V_2 飞行。新速度 V_2 与原来的速度 V 相比,不仅大小略有改变,而且方向朝地球方向偏转了一个小的角度(只有几度)。这样,航天器就转入一条新的椭圆形的过渡轨道(图 13-1)。这条新的过渡轨道必须进入大气层,否则飞行器将沿着过渡轨道继续绕地球运行。

航天器沿过渡轨道下降,进入大气层。开始再入时的速度方向与当地水平的夹角 θ 叫做“再入角”。再入角的大小直接影响到航天器在大气层里所受的气动力载荷、气动加热和航程。如果再入角太小,航天器可能只在大气层的边缘擦过,而不能进入大气层。再入角太大时,作用在其上的空气阻力会很大,因而制动过载值可能超过允许值,或者气动力加热过于严重。所以再入角只能限制在一定的范围内。

载人飞船所允许的最大制动过载值不得超过航天员身体所能耐受的程度。在正常情况下,不得超过 $10g$ 。因此飞船只能很平地进入大气层,再入角在 2° 左右。这时,飞船从制动火箭点火到着陆的航程很远,在 4000km 以上。对不载人的卫星,再入角可放宽到 5° 左右。此时,最大制动过载有十几个 g ,返回航程缩短到二三千千米。

再入角的上下限各相应一条过渡轨道,后者又各对应一个假想的近地点高度,即假定地球没有大气,航天器沿椭圆形过渡轨道飞过地球时的近地点高度。这两个假想的近地点高度之差称为“再入走廊”(图13-5)。航天器只有进入再入走廊,才能安全返回。如果返回轨道超出再入走廊的上界,则空气阻力不足以“捕获”它,使之飞向地面。航天器尚具有足够的能量而再飞出大气层。如果超出走廊的下限,则飞行器在大气里所受的制动过载将超过容许值,或者气动力加热将过于严重。

再入角 θ 的大小主要是由制动角 φ 和制动火箭的总冲量而定的。在设计返回轨道时,要选择合适的制动火箭总冲量和最佳的制动角,使再入制动过载不超过允许值、返回航程最短、落点散布范围尽可能小。

制动火箭可选用固体或液体火箭发动机。虽然固体火箭在相同制动质量条件下比液体火箭重量重,但它简单可靠。考虑到航天器离轨所需的速度增量 ΔV 很小,只有几百米/秒,相应所需的制动火箭的总冲量不大,并且只需工作一次,因此普遍采用固体火箭作为制动火箭。例如美国的“发现者”、“生物卫星”、“水星”和“双子座”等航天器的制动火箭都是采用固体火箭发动机。对于要求具有机动飞行能力的航天器,往往将变轨发动机和制动火箭合二为一,采用具有多次起动能力的液体火箭发动机,如航天飞机、“阿波罗”和“联盟”号飞船就是这样。

供航天器着陆的回收区是事先勘察选定的。在设计航天器的运行轨道时,必须考虑到其运行轨道的最后一圈将在预定时刻(如日落前若干小时)通过回收区上空。

但航天器的实际落点总是要受到各种干扰因素的影响而偏离理论落点。对于一个不进行轨道修正和机动飞行的、轨道倾角接近 90° 的低轨道卫星来说,影响落点横向偏差的主要因素是制动火箭点火的地理经度偏差,而后者又是由入轨时的初始周期偏差引起的。例如飞行入轨速度偏差 1m/s ,则引起初始周期偏差约 2s 。经过一昼夜后,卫星通过赤道的时间要提前或延迟 $30\sim 32\text{s}$ 。这样,卫星在轨道上运行7天后,落点横向偏差可达

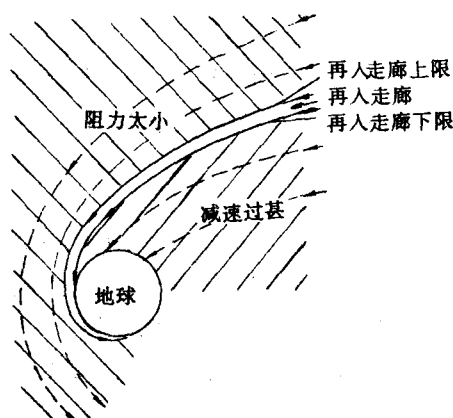


图13-5 再入走廊示意图

100km 左右(落点在赤道情况)。

引起纵向偏差的主要因素是制动火箭总冲、点火点高度和制动角等的偏差。例如,制动火箭点火点的高度偏差 10km,可导致落点纵向偏差约 140km。

为减少落点的横向偏差,可采用一个小的轨道周期修正发动机来调整航天器的周期。否则可根据入轨后的实测轨道参数来预测落点位置,在回收区临时调动地面搜索人员。由制动火箭点火点高度偏差引起的纵向偏差,可用将点火时间提前或推迟的办法来弥补。

13.5 气动力加热和防热结构

航天器以很高的速度进入大气层,在空气动力的作用下急剧减速,同时其巨大的动能和位能转化为巨大的热量。一个重 500kg 的航天器开始再入时的动能为 $1.43 \times 10^{10} \text{J}$ 。如果其动能全部转化为热量,则为 3.44×10^6 千卡。应指出,即使这个热量的 3%,也足以将 500kg 的钢从 0°C 加热到熔化。要使航天器在再入过程不致为气动加热所焚毁,首先要将大量的热与航天器隔离,也就是要求尽量减少传递给航天器的热量。

对于弹道式再入航天器,减少传给结构热量的办法是精心选择航天器的几何外形,特别是受热最严重的前端部位的几何形状。

众所周知,航天器以高超音速在空气中运动,不断猛烈地压缩其前面的空气。受压缩的空气的温度增高到六千至八千度。在航天器前方形成了一个强的脱体激波。空气分子与航天器表面反复撞击,其热运动速度迅速提高;同时在其从结构表面弹跳回去时,其中有许多分子又与前面新冲来的分子相碰撞,将这部分新冲来的分子顶回去,使之不能与结构表面接触,不能把能量传递给结构。这样,大量的热量排卸在激波与结构表面之间的空间里,扩散到大气中去。

被扩散的热量与激波的强度成正比。为了使航天器前面产生强的激波,航天器的迎风面必须是钝头。所以航天器都设计成短粗、大钝头的形状,如球形、钟形、球块与截锥的复合体等。

合理地选择航天器的外形,可使其在再入过程中所产生热量的 98% 都扩散掉,只有 1%~2% 传送给航天器结构。尽管这部分热量的比例很小,但对于航天器结构来说还是相当严重的。在前端受热最严重的部位,最大热流可达每平方米每秒几百千卡,总加热量可达每平方米几万千卡。因此,航天器结构必须精心进行防热设计。

防热结构在航天器上占有相当大的比重。根据航天器不同部位在再入过程中受热程度的不同,选择合适的防热方法,对于保证安全返回和减轻结构重量是很重要的。常用的防热方法有如下三种(图 13-6)。

(1) 热沉法

热沉是指利用非消融性防热材料的热容量提供对航天器内部结构和设备的保护。热沉式防热结构的蒙皮比较厚,采取比热高、导热性能好、熔点高的金属材料,如铍、铜等。这样,蒙皮具有相当大的热容量,能容纳气动力热传给结构的热量。

(2) 辐射法

辐射式防热结构的蒙皮采用很薄的耐热合金,如镍、铌、钼等合金。从蒙皮表面向外辐

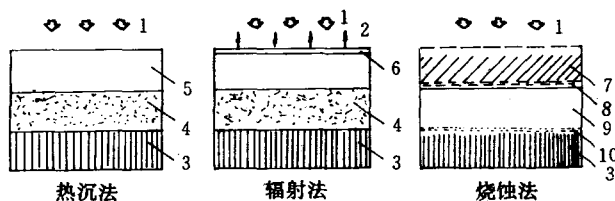


图 13-6 三种防热法原理示意图

1. 从气流传来的热流 2. 蒙皮表面向外辐射的热流
3. 承力结构 4. 隔热层 5. 高热容量蒙皮 6. 蒙皮
7. 碳化层 8. 分解层 9. 未烧蚀材料 10. 胶合层

射的热流 q_w 与蒙皮表面温度 T_w 的四次方成正比。

在气动加热的热流作用下,蒙皮温度不断上升,而从蒙皮表面向外辐射的热量随着蒙皮温度的四次方增加。当蒙皮温度升高到一定的“平衡温度”时,由气流传给蒙皮的热流与由蒙皮表面向外辐射的热流相等,蒙皮温度就不再上升了。根据目前耐高温金属材料的性能,辐射法适用于最大热流不超过 100 大卡/米² 的情况。

(3) 烧蚀法

当固态材料,一般是高分子材料,在强烈加热条件下,表面部分材料开始熔化、蒸发或升华,或分解气化。在这些过程中,要吸收一定的热量,这种现象叫“烧蚀”。烧蚀式防热是有意识地让结构表面的部分材料烧掉,带走大量热量,从而保全主要结构。

烧蚀材料的种类很多,较常用的是碳化烧蚀材料,如酚醛玻璃钢、尼龙酚醛增强塑料等。在热流作用下,结构表面温度上升到一定的分解温度时,玻璃钢内的聚合物,如酚醛树脂开始解聚,分解为气体和残存的固态碳,同时吸收相当大量的热。随着加热的继续,分解区向里扩张,分解出的气体逐渐逸出结构表面,扩散到气流中去,并在分解区的外面形成了一个碳化层。这是多孔结构,是良好的隔热层。排出的气体使边界层加厚,在结构表面形成一层气膜,在一定程度上阻止热流流向结构。炽热的外表面也能向外辐射部分热量。

烧蚀防热法广泛、有效地应用在远程导弹的弹头防热结构上,也是弹道式航天器再入的主要防热方式。

烧蚀法的主要缺点是再入飞行器只能一次使用,而且再入体表面烧蚀后,气动外形也略有变化。

13.6 着陆

航天器下降到 15km 左右的高度,速度已减小到亚音速。为保证安全着陆,需要采取进一步的减速措施。弹道式再入航天器常采用降落伞作为着陆减速的手段。降落伞具有包装体积小、重量轻、展开后可产生巨大阻力面积、可靠性高等优点。可操纵的降落伞已有研制成果,开始实际应用。

降落伞的面积是与航天器着陆速度的平方成反比,所以着陆速度不能规定得太小了,

否则伞面积将非常大。一般要求载人飞船在陆地着陆的速度不得大于 6m/s , 在海上不大于 10m/s ; 对于无人航天器, 不大于 15m/s 。

降落伞着陆系统在 15km 以下的高度开始工作, 一般采用两级减速: 先在 9km 左右打开一具面积不大的减速伞, 将航天器的速度减到 80m/s 左右; 然后在 7km 左右高度打开主伞, 减速到最终的着陆速度。

在降落伞工作之前, 必须将再入舱后面的盖子分离掉, 为降落伞的出伞清除通道。盖子的分离过程是在尾流区中的运动过程。尾流区按气流特征的不同分为两部分: 靠近航天器后端的为倒流区, 再以后为顺流区。盖子与母体的分离, 先要通过倒流区。而在倒流区内, 盖子承受与分离方向相反的压力, 可能将盖子再压回到航天器的后端面。因此盖子需要有一定的初始分离速度才能克服尾流区的影响, 实现正常的分离, 而分离速度是由火工品动作的弹射筒提供的。

载人飞船在着陆时, 还需要有缓冲装置, 以减轻着陆冲击过载, 为航天员创造一个较舒适的着陆条件。缓冲装置有缓冲气囊和着陆缓冲火箭等。着陆缓冲火箭在飞船离地面约 1.5m 时工作, 给飞船一个向上的冲量, 使之以接近于零的速度着陆。“上升号”和“联盟号”飞船采用了着陆缓冲火箭, 效果很好。

弹道式再入航天器的落点散布面比较广, 为了在航天器着陆后及时为地面回收人员发现, 航天器上设有标位装置。标位装置有无线电信标机、海水染色剂、发烟罐、闪光灯和金属丝云等, 但以无线电信标机为主。航天器在下降过程和着陆后, 星上信标机发出信标信号, 地面机载(或车载、船载)定向罗盘可以跟踪、确定航天器的落点方位。金属丝云是将大量极细的金属丝(锌丝或铜丝)装在小盒子里, 拴在伞绳上。在开伞时, 金属丝在空中撒出, 形成金属丝云, 供地面雷达搜索。

第十四章 航天器测控与通信

本章将重点介绍航天器测控与通信原理、测控系统的组成、测控设备及测控系统工作流程,使读者了解航天器测控与通信在航天飞行活动中的重要地位。

14.1 测控系统概述

航天器完成各项任务的保证条件是航天器能够按照预定的飞行计划飞行。航天测控系统就是具体实施这一保证的系统。测控系统在运载火箭及航天器飞行的各阶段(发射段、在轨运行段、返回再入段等)进行跟踪测量和控制,以完成地面站航天器的测控任务。

测量分为两种,一种是外弹道测量,另一种是内弹道测量或遥测。

外弹道测量是指精密测量航天器的飞行轨道与姿态参数,如坐标、速度等。

内弹道测量或遥测是指远距离测量航天器的工程参数、航天员的生理医学参数。

工程参数包括发动机燃烧室压力、温度、推进剂流量、推进剂贮箱压力、振动、电流等。

生理医学参数包括航天员的体温、脉搏等。

在进行跟踪测量的基础上,对航天器实施准确的控制,即遥控。遥控的任务是将地面测控系统发出的指令信号,通过无线电设备传送到航天器,使航天器按指令的要求进行工作,如:发动机的启动和关机、轨道机动等,从而实现对航天器的控制任务。

14.1.1 测控系统的分类

按照测控对象的不同,测控系统可分为:导弹测控系统、卫星测控系统和飞船测控系统三大类。

导弹测控系统:导弹测控系统的主要设备通常布置在导弹试验靶场,它提供飞行试验过程中全部资料数据,以鉴定导弹武器的战术技术性能、总体设计方案与各分系统的设计方案的合理性。这些数据也是试验效果分析、修改设计、编制导弹使用射表的基本依据;同时还要用于保障安全控制等。

卫星测控系统:卫星测控系统主要是指卫星发射、入轨以后,保证在运行轨道上和回收时,完成各种测量和控制的技术系统。这种测控系统除了在整个飞行过程中提供资料数据和实现安全控制之外,还要对卫星进行姿态控制和各种必要的机动控制。

飞船测控系统:飞船测控系统比其前两类测控系统更复杂、更庞大,各种机动控制的名目更多,例如飞船运行时的变轨、交会、停靠、对接等。

按照测控系统作用距离范围不同,可分为:发射场测控系统、近地卫星测控系统、高轨道卫星测控系统和深空测控系统等。

发射场测控系统的特点是:

(1) 作用距离较近,一般在 2000~3000km 以下。

(2) 测量精度要求高。因为发射场测控系统的主要任务是为鉴定导弹武器的制导精度提供数据,所以测量精度至少要比导弹的制导精度高一个量级以上。目前精密的测控系统的测距精度可达 0.1~0.2m,测速精度达 0.01~0.006m/s。

(3) 测量时间短。整个导弹飞行时间通常约半小时,一般主动段时间在 300s 左右,可供再入段测量的时间则更短。特别是对于一次性使用的武器,还要求准确地抓住短促的测量时机。

(4) 控制任务比较单一,通常只进行安全控制。

(5) 有较高的角跟踪能力。导弹在低轨道飞行时,相对测控系统的飞行角速度较大。

(6) 对多弹头分导的测控,要求测控系统具备多目标的跟踪能力。为完成弹头再入测量,要求系统能克服“再入等离子”的电波衰落效应的影响。

近地卫星测控系统的特点是:

(1) 测控系统的工作空域尽可能宽,最好达到全球范围。轨道运行参数要求实时地、精确地测出,遥测数据能实时地传回地面。

(2) 测控系统有较强的角跟踪能力。

(3) 低轨道测控系统是多站系统,通常以数据处理中心为纽带形成一个测控网。

(4) 测量精度相对地低于导弹测控系统。

(5) 对卫星的控制功能比较复杂,控制的可靠性要求更高。

(6) 信息传输量更大。如果传输时间有限,则要求测量信道有高的传输速率。

高轨道卫星及深空测控系统的特点:

(1) 作用距离达数万公里或更远。

(2) 由于距离远,跟踪目标的角速度小。

(3) 要求具有更精确的控制能力。

14.1.2 测控系统的任务及组成

一、测控系统承担的任务

(1) 测轨

- 目标实时的坐标与速度测量
- 航天器的轨道计算和精度预报

(2) 测姿

- 姿态测量
- 姿态稳定与控制

(3) 遥测

- 台站视距内,实时传送工程参数、生理数据
- 台站视距外,利用卫星作中继传送保证覆盖率,经预处理的生理遥测参数、实时工程遥测参数

(4) 遥控(指令控制)

- 实时遥控指令

- 延时遥控指令

对轨道、姿态、安全救生、交会对接实现控制;对着陆段进行导航控制。

(5) 通信

- 提供遥感和监视显示信息
- 为远方测量设备提供引导信息
- 实时数据信息传递
- 人员通话

为了完成上述任务,测控系统应包括以下系统:数据采集系统、遥控系统、实时数据处理系统、监控显示系统、时间统一系统、通信系统和事后数据处理系统。如图 14-1 所示。

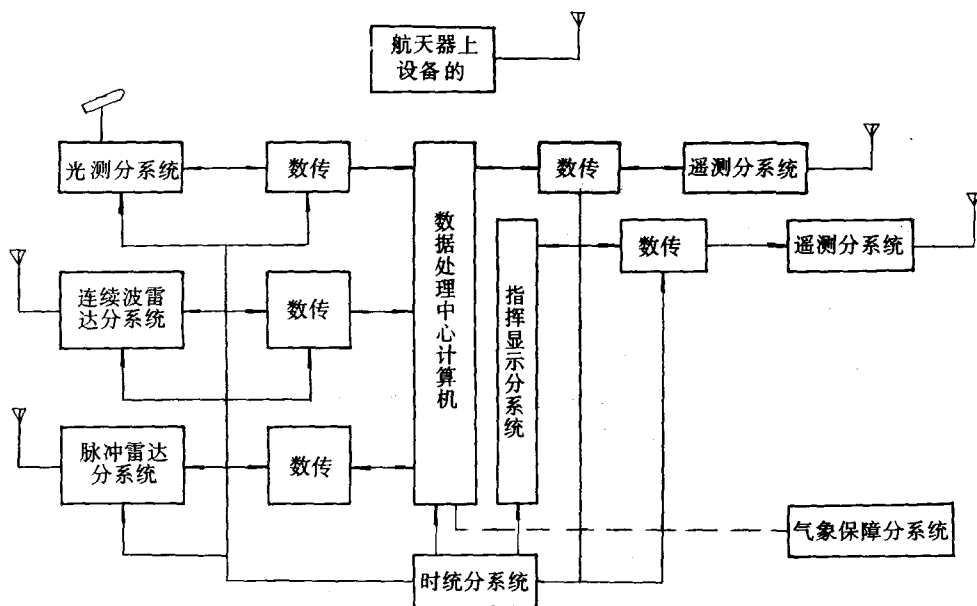


图 14-1 测控系统的组成

数据采集系统包括光学测量系统、无线电外测系统和遥测系统,用于获取运载火箭及航天器的轨道参数、工作状况的遥测数据和生理遥测数据,并拍摄和记录运载火箭的飞行状态。

遥控系统泛指安全遥控系统和飞船遥控系统,它包括地面遥控设备和箭上指令接收机、译码器等设备,用于对运载火箭及航天器的轨道、姿态控制以及箭上设备控制,引导返回,着陆导航。

实时数据处理系统包括中心计算机、测控计算机和相应的软件及外部设备,用于实时计算、加工测控系统所获取的信息,为飞行控制中心提供显示数据,并为测控系统提供引导信息。

监控显示系统包括监视显示台、大屏幕、电视监视器和各种记录设备,用于指挥人员观察运载火箭和航天器的发射、飞行情况,以便实施和控制。

时间统一系统由定时校频接收机、标准频率源时间码产生器等设备组成,向各种测控

设备提供统一的时间基准和频率基准。

通信系统包括信源终端、用户终端、数据传输设备、通信线路、交换设备等,它把各级指挥中心、发射场、回收场、测控站(船)联系起来,完成各种电传、数据、语音图像等信息的传输。

事后数据处理系统由计算机、洗印判断设备、磁带记录重放设备、打印设备、显示设备、频谱分析仪和数据存储设备及相应软件组成,其主要任务是精确处理轨道数据和遥测参数,向研制部门提供处理结果报告。

二、测控系统的组成

测控系统是地面与航天器进行联络的枢纽,包括航天器上设备和地面设备两大部分。

(1) 航天器部分

航天器上的测控系统部分包括应答机、信标机、遥测发射机、遥控接收机等设备。

(2) 地面部分

地面测控系统由测控中心、测控站、测量船等组成。测控中心与测控站、测量船之间由通信系统联系起来,构成地面测控网。如图 14-2 所示。

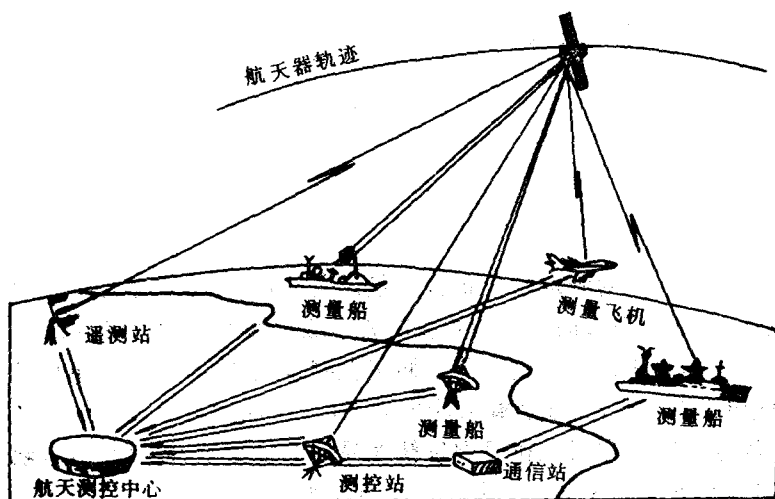


图 14-2 (地基)测控网示意图

航天测控中心是航天测控网的信息收集、交换、处理和控制中心,航天测控中心的任务是:

- 实时指挥和控制航天测控站;
- 收集、处理和发送各种测量数据;
- 监视航天器的轨道和姿态及设备的工作状态,实时发送控制指令;
- 发布轨道预报。

航天测控中心包含有:

- 数据处理系统
- 通信系统

- 指挥监视系统
- 时间统一系统

测控站是测控网的基本组成单位,它的任务是对航天器进行跟踪测量,将控制指令发送给航天器,传输电视、话音、遥测数据,完成对航天器的测控任务。测控站是测控系统的耳目,是联系航天器与测控中心及飞行控制中心的纽带。

测控站有多种。按照站址可分为:

- 固定站
- 活动站
- 测量站
- 测量飞机

按测控站功能,可分为:

- 跟踪站
- 遥测站
- 通信站
- 综合测控站

按测控阶段的不同,可分为:

- 初始段测控站
- 主动段测控站
- 入轨段测控站
- 运行段测控站
- 再入段测控站

初始段测控站在发射阵地附近布置测量设备,多为光学电影经纬仪、高速摄影机、无线电遥测设备,完成运载火箭起飞初始段的姿态摄影和弹道测量,接收遥测信息。

主动段测控站沿着射向两侧向前延伸布设测量设备,有光学测量设备和无线电测量设备,以无线电设备为主,完成运载火箭主动飞行段的精密跟踪测量。

入轨段测控站布置在对入轨段测量精度最好的位置上,以满足对入轨点测量精度的要求,配备有高精度的无线电外测设备和遥测设备。

运行段测控站根据不同的轨道对测量的要求和要完成的测控任务配设,运行段测控站集测轨、测姿、遥控、数据传输和电视功能于一身。

再入段测控站根据再入速度大的特点,在射向两侧配置跟踪角速度大的外测设备或广视角弹道照像机等测量设备。

综合测量站集遥测、跟踪、遥控、电视和数据传送功能于一身,如图 14-3 所示。

由于测控站的分布受地理条件及国界等因素的限制,影响了测控系统的覆盖率。测量船是测控站的延伸,使测控设备从陆地拓展到了海洋,提高了测控系统的覆盖率,使跟踪测量具有更好的连续性。

14.1.2 测控系统调试程序

航天器的发射、入轨、运行阶段都受到测控系统的实时跟踪和严密检测,整个操作过

程涉及的地域广、设备多和时间长,必须对其工作流程作周密安排,反复演练,实时监视,才能使跟踪测量、遥测参数、遥控指令的获取与发送可靠有效,使得数据的生成和处理及信息流的传送正确无误,保障对航天器的监视、指挥和控制能有条不紊地按计划进行。

测控系统的工作流程是根据基地试验任务指示、测试发射工作程序、指挥协同程序、飞行试验自测和遥测大纲、测控总体技术方案等制定的,具体落实到:

(1) 各测控站的任务,明确各参试设备的任务、跟踪测量的弧段,数据记录格式等

(2) 指挥调度程序

(3) 数据传输的规定和要求

(4) 控制内容和形式

(5) 对实时和事后数据处理的要求

(6) 活动站开设的时间和地点

(7) 大地测量勤务保障的任务

(8) 再入返回的控制、观测、搜索与救援

作为测控任务的基础,测控系统调试程序包括站内联调、站间联调、分系统联调和测控系统联调和全区合练五步。

一、站内联调

站内联调是测控任务准备的基础环节。站内联调的顺利通过即表明了此测控站基本具备执行任务的能力。依据参试设备的任务要求,站内联调是在对本站所有设备安装、调试、对接、校飞完毕和程序工作基本就绪的基础上进行的。由测控站按测试设备的技术管理要求组织实施,目的是打通全站设备的通道,使全站构成一个测控整体,可进行联合协同工作。

站内联调的主要内容有:设备检查、程序检查、接口检查、通道检查(重点检查计算机与各有关设备的信息通道)、引导试验(包括数字引导,同步引导及反引导)、应答机试验、放球试验等项目。

二、站间联调

站间联调指中心与一个站或几个站之间,两个站之间或几个站之间进行的联调。站间联调的目的是解决站间存在的某种问题,诸如站间接口匹配、信息交换、软件协同问题。重点解决下述问题:

(1) 解决中心与某站之间数传的接口问题和数据传输的正确性问题。

(2) 解决中心与某站之间的程序问题(尤其是收讯程序和发讯程序)。

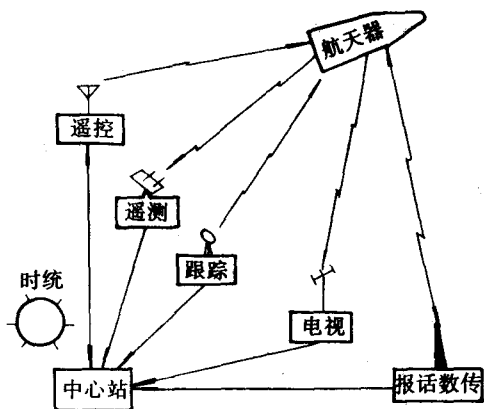


图 14-3 测控台站的功能示意图

(3) 解决中心与某些站间的数据转发、重发问题。

(4) 中心与承担特殊任务的方向(如回收站、测量船)之间进行通道检查、信息交换对接和演练。

三、分系统联调

工作内容只限于一个分系统(一种业务)的联调称为分系统联调。通过分系统联调可使各分系统得到充分检查和考验,这样既重点突出地解决特殊环节与薄弱环节问题,又可以减少全系统的联调次数,分系统联调的形式可分为:

- (1) 无线电通信联调
- (2) 数据传输系统联调
- (3) 岸船通信联调
- (4) 通信系统联调
- (5) 入轨段联调
- (6) 运行段联调
- (7) 搜索与救援系统联调

四、测控系统联调

这种大规模的联调,除飞控中心、台站和测量船参加外,发射场区的指控中心和测控分系统,上级指挥部门的技术勤务单位以及相关的电信、气象台场都要参加联调。测控系统联调的要点是:

(1) 检查全系统通信、数传、时统的工作状况,使通信网正常运行,为测控网的工作提供支持。

(2) 对分系统进行信息交换检查,引导数据发送、转发、接收以及模拟测控信息的发送与接收。

(3) 进行全系统测控过程模拟。

(4) 检查事后数据重发,数据处理工作过程。

(5) 对重要的应急方案与故障对策进行演练。

五、全区合练

全区合练是执行任务前规模最大的联合协同演练,它由发射系统和测控系统共同参加,上级指挥部门实施组织控制,发射系统指挥部门实施调度指挥。

全区合练是在各系统准备就绪的基础上进行的,旨在进行全面的协同演练,而不是解决技术问题,发射与测控系统将严格按照指挥协同程序进行。

14.2 测控通信原理

14.2.1 空间定位的基本原理

一、定位参数的几何意义

确定航天器在空间的位置是三维问题,即需要三个相互独立的参量才能确定其空间的位置。

常用的定位参量有:距离 R 、方位角 A 、俯仰角 E ,除此之外,距离 S 、距离差 r 、方向余弦 l 等也可用来确定航天器的空间位置。

如果测得航天器的测量站的距离为 R ,则航天器位于以测量站为圆心, R 为半径的球面上。如图 14-4(a)所示。

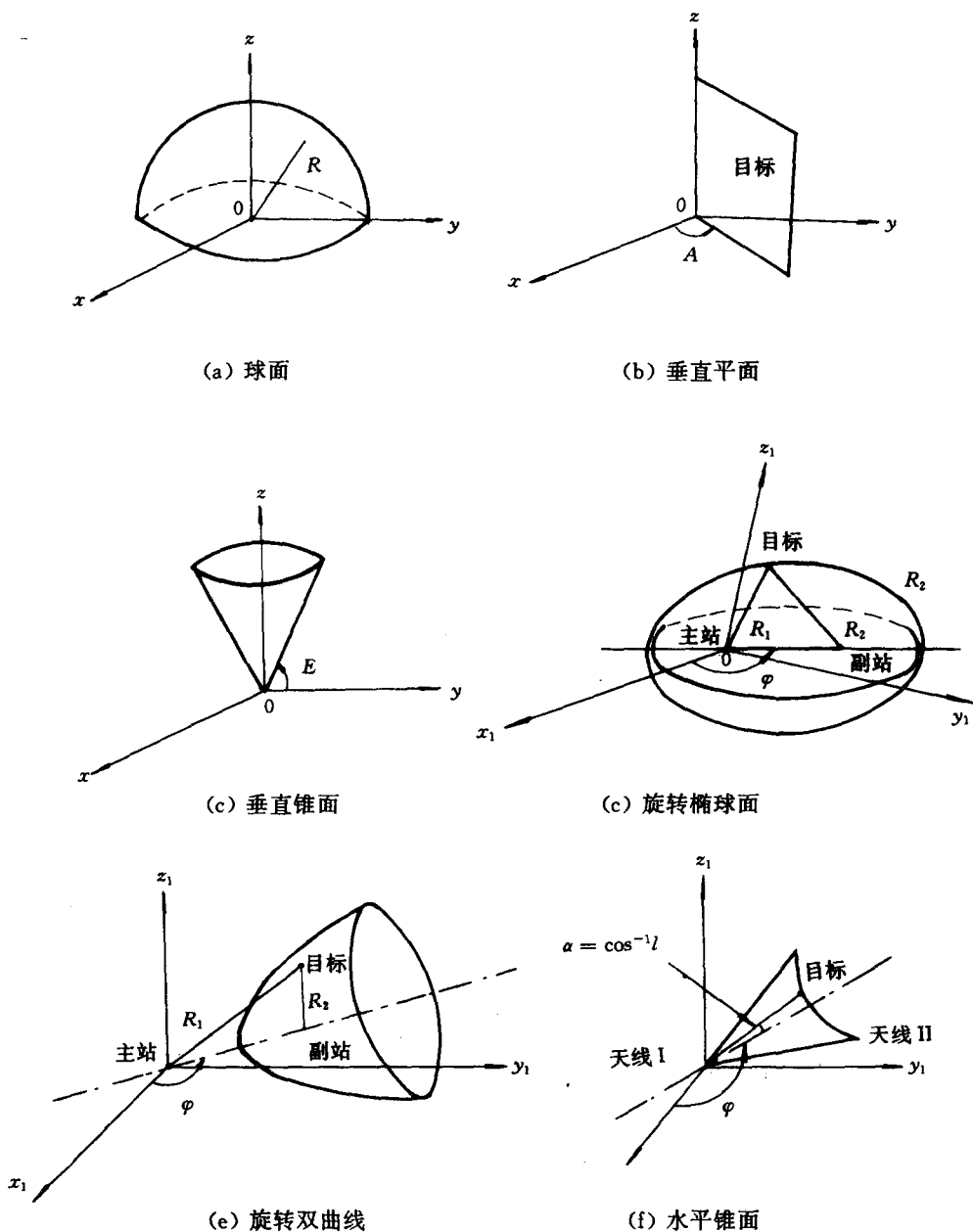


图 14-4 定位参数的几何意义

$$x_1^2 + y_1^2 + z_1^2 = R^2$$

若测得方位角 A ,表示目标位于

$$y = x \operatorname{tg} A$$

的平面上。如图 14-4(b)所示。

若测得俯仰角 E ,表示目标位于

$$x^2 + y^2 = z^2 \cos^2 E$$

所确定的锥面上。如图 14-4(c)所示。

若测得距离和 S ,

$$S = R_1 + R_2$$

R_1 为发射站到航天器的距离, R_2 为航天器到接收站的距离,此时,航天器位于旋转椭球面上。如图 14-4(d)所示。

若测得距离差 r ,

$$r = R_1 - R_2$$

航天器位于旋转双曲面上。如图 14-4(e)所示。

若测得方向余弦 l ,

$$l = \cos \alpha$$

航天器在张角为 α 的水平锥面上。如图 14-4(f)所示。

以上六个参量中,任意三个可确定航天器的位置。在实际测控过程中,可选择三个不同的参量,从而构成相应的轨道测量体制。

但不管什么样的测量体制,它的定位原理都是相同的,且相互之间可以互相转换。例如,球面坐标中的测量参数 R, A, E 可以转换成直角坐标系中的三个参数 X, Y, Z ,它们之间的关系为

$$X = R \cos E \cos A$$

$$Y = R \cos E \sin A$$

$$Z = R \sin E$$

而空间目标的径向速度 R 与速度在各坐标上的分量,可以用下面关系表示

$$\dot{R} = \frac{x}{R} V_x + \frac{y}{R} V_y + \frac{z}{R} V_z$$

二、常用外测体制

一般来说无线电外测系统可分为下列六种主要测量体制:

- (1) 三个距离:采用球面三角测量法处理
- (2) 三个距离差:采用双曲面交会法处理
- (3) 距离和:采用椭球面计算法处理
- (4) 距离、方位角、仰角:采用球面一极坐标交会法处理
- (5) 距离及二极角:采用球面与拟双锥面相结合的几何图解法处理
- (6) 距离和、距离差及高度:采用椭球面、双曲面及平面的比较法处理

轨道测量的体制是由航天飞行器的轨道特性和外测要求选定的。为了确定航天器的轨道,即每一时刻的位置和速度 $(X, Y, Z, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z})$,要以若干个测量元素组成一种测量体

制,如距离与角度(RAE)组成定位体制;多个同时刻距离及其变化率(3RR)组成定位测速体制。确定外力作用下飞行目标的运动参数必须采用六个测量元素组成的测量体制。

1. RAE 体制

用 R 、 A 、 E (距离、方位角、俯仰角)作测量元素来完成飞行目标的位置测量,将其微分平滑后可得到它们随时间的变化率 $\dot{R}$ 、 $\dot{A}$ 、 $\dot{E}$,以此完成速度测量。这种体制常受测角精度限制影响测量精度。脉冲雷达、连续波雷达和激光测距的光电经纬仪可构成 RAE 体制。

2. Rlm 体制

R 、 $\dot{R}$ 为目标到测站的距离及其变化率; l 、 m 、 $\dot{l}$ 、 $\dot{m}$ 分别为目标的方向余弦及其变化率(如图 14-5 所示)。

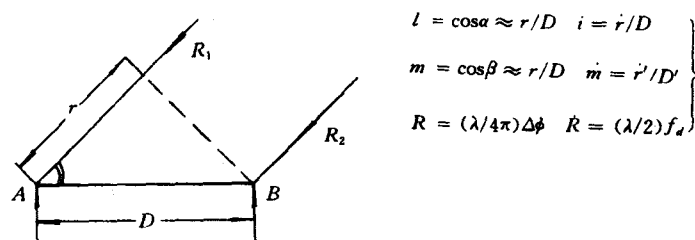


图 14-5 短基线干涉仪示意图

实际工作中,需两对正交的基线组成测量阵。干涉仪是利用比相法进行距离差的测量,即由相距一定距离 D 的两个接收天线构成长度为 $n\lambda$ (λ 为载波波长, n 一般为整数) 的基线,接收来自空中目标的信号,测得信号到达这两个天线的相位差 $\Delta\phi$ 或时间差,由此计算出目标方向与基线 D 之间的夹角或夹角的余弦(称方向余弦),这个方向余弦与目标个天线的路径长度之差成比例:

$$r = R_1 - R_2$$

$$\Delta\phi = \phi_1 - \phi_2 = \frac{2\pi}{\lambda}(R_1 - R_2) = \frac{2\pi}{\lambda}r$$

这种体制的特点是利用载波信号比相测出距离差,测量元素为 R 、 l 、 m ; $\dot{R}$ 、 $\dot{l}$ 、 $\dot{m}$ 的精度高,但存在着角度模糊问题,对天线对的列阵要求很高。

3. Rr_i 体制

为了提高测量精度,就须增大短基线干涉仪中两天线之间的距离,基线上微波信号的衰减也随之增加,使信噪比降低,以致无法测得方向余弦。为此以调制信号(调相或调频)测量到达两天线的距离,两距离相减得到距离差 r ,这就形成了 Rr_i 体制。如图 14-6 所示。

该体制通常由一个主站和两个副站布成直角三角形,为了保证主副站信号的相

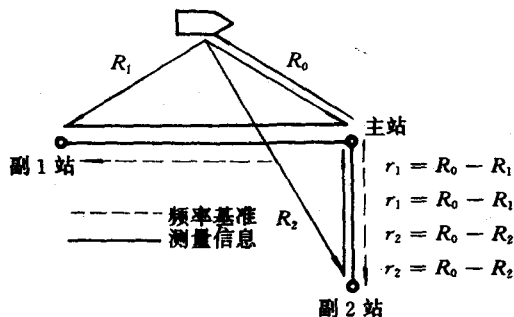


图 14-6 中基线干涉仪示意图

干性,主站通过基线传输塔向副站发送微波信号,作为副站频率源。副站接收来自空中目标的信号后也通过基线传输塔转发至主站,在主站完成距离和速度数据的测量与记录。

4. KRR 体制

KRR 体制属非基线制,每个站各自完成 RR 的测量,多台脉冲雷达交会即可构成这种体制。

5. KSS 体制

该体制中要求每站完成距离和 (S) 及其变化率 $(\dot{S})$ 的测量,整个测量系统一般包括一个主站和多个副站。这种体制一般由连续波多站系统构成,主站发射信号,副站只接收该信号。该体制测量元素 S 的精度较高,主、副站之间不需往返传递测量信号,站间距离可达数百公里。其布站如图 14-7(a)所示。如果副站也能发射测距信号,应答机能多路应答,则就演变成 KRR 体制,如图 14-7(b)所示。

无线电 RAE 测量系统属非基线测量体制(即单站制),靠天线的方向性测角,设备简单,但精度低。其余几种体制属于基线制(或多站制),利用基线长度拉开天线之间的距离,相当于增大了单站制的雷达天线口径,使测角精度大为提高,但整个系统的设备和数据处理十分复杂。

由于各种测量体制的局限性,在实际应用中通常由两种不同的测量体制组成一个协同工作的测量系统。

对主动段的高精度测量常用 Rr_i 体制和 KSS 体制组成的基本测量系统。 Rr_i 体制的中基线干涉仪设在发射首区,其基线长度选为 30km 左右,由于主动段飞行时间短,飞行航程短,利用该系统即可覆盖整个主动段。KSS 体制的外测系统布在航区,完成航区的跟踪测量。

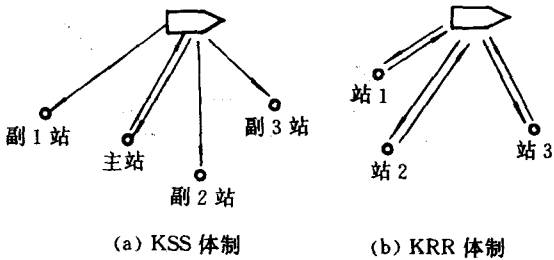


图 14-7 多站制示意图

14.2.2 测量原理

一、测距原理

即测量航天器与测控站之间的径向距离。测距的原理是:利用大功率发射机,通过天线向航天器发射无线电信号。这些信号由航天器信号接收机接收后,经转发器转送回地面(或直接由航天器表面反射回来),地面接收机接收发回的信号。由于无线电信号是以光速传播的,因此,通过测量无线电信号往返传送的时间或相移,就可以推算出航天器与测控站之间的径向距离。

光速为 C , τ 为无线电信号的往返时间, R 为航天器与测控站之间的径向距离。则有:

$$R = C \frac{\tau}{2}$$

无线电波的频率为 f , 波长为 λ , 相移为 $\Delta\varphi$, 则用相移来表示,可写成:

$$\Delta\varphi = 2\pi f\tau = 2\pi f \frac{2R}{C} = \frac{4\pi}{\lambda} R$$

则

$$R = \frac{\lambda}{4\pi} \Delta\varphi$$

用于无线电测距的信号有脉冲和连续波信号两大类,其相应的设备又称为脉冲测距设备和连续波测距设备。

(1) 脉冲测距原理

脉冲测距是测量回波脉冲对于发射脉冲的时延 τ 而获得目标距离。 τ 可通过对收、发信号时间间隔进行计数而得到。图 14-8 给出了脉冲测距的原理框图。若计数脉冲频率为 f_g ,周期为 T_g ,在 τ 内计有 n 个脉冲,则

$$\tau = nT_g$$

测控系统所用脉冲雷达由数字测距机利用前后波门获取误差信号进行自动跟踪测距。雷达由搜索捕获列入跟踪状态时,前后波门中心相对发射脉冲的时延代表目标的距离。波门中心与回波中心比较,得出相对位置的误差和符号。误差大小与两中心偏差量成正比,误差的极性由偏离波门中心的方向来确定。距离计数器输出误差电压的正负作加或减进行计数,并不断调整波门中心位置,使波门中心与回波中心对齐,实现自动跟踪。

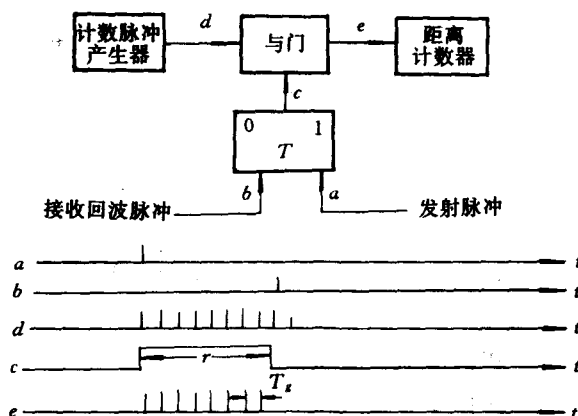


图 14-8 脉冲测距原理框图

(2) 连续波测距原理

雷达的作用距离主要取决于雷达发射的平均功率,而脉冲雷达发射机因受峰值功率和发射脉冲宽度的限制难以提高平均功率,这样就限制了脉冲测距的作用距离。因此远距离、深空、高精度的测距多采用连续波雷达。

发射一连续的高频无线电波,并用较长周期的电信号调制,同时在接收端接收后把较长周期的电信号解调出后,与发射调制信号相比较,通过比较接收测距信号与发射测距信号的相位差

$$\Delta\varphi = \varphi_r - \varphi_t$$

而由如下公式来求得距离 R ：

$$R = \frac{1}{4\pi} \lambda \Delta\varphi$$

图 14-9 给出了正弦型低频调制信号的相位差测距方式。

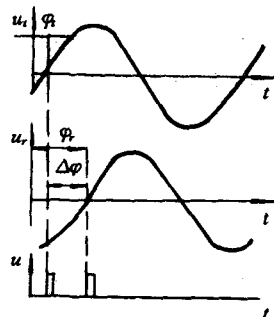


图 14-9 连续波测距原理图

连续波测距是将一定形式的测距信号调制在连续发射的载频上来实现的,所谓一定形式的测距信号,可以是带有特殊时刻标志或相位标志的信号。采用正弦型信号调制载波测距,称为“侧音测距”;采用周期性的伪随机码去调制载波测距,称为“伪码测距”。目前常用的连续波测距信号主要有三种形式,即侧音信号、伪码信号和两者结合的音码组合信号。

二、测速原理

(1) 多卜勒效应

多卜勒效应:当一个发出某一稳定频率的波动,如声波或无线电波的物体与观察者有相对运动时,观测者观测到该物体发生的频率是变化的。当该物体向观测者方向运动时,它所发出波动的波长缩短,也就是频率变高。当物体离开观测者时,波长增大,频率变低。这种波动效应称作为多卜勒效应。

f_0 为物体发出的频率, Δf 为频率变化量, V 为物体与观察者的径向速度,接近时为正,离开时为负, C 为光速,则有:

$$f_d = \Delta f = \frac{V}{C} f_0$$

则

$$V = \frac{\Delta f}{f_0} C = \Delta f \lambda$$

通过测量频移,即可测出物体相对于测控站的相对速度。

根据多卜勒效应,速度测量通常采用两种方式:

- 单向多卜勒测速
- 多向多卜勒测速

(2) 单向多卜勒测速

单向多卜勒测速的过程是:由航天器载信标机产生一固定频率的信号向地面发射,地面接收站接收该信号,由于航天器相对地面站有相对运动,接收到的信号与发射信号间产生多卜勒频移,测量出该频移,即可确定航天器相对地面站的径向速度。

$$V = \Delta f \lambda$$

(3) 双向多卜勒测速

双向多卜勒测速的过程是:地面发射机发射某一频率的信号,航天器载接收机接收后,由应答机按一定的比例关系转换为另一种频率重新向地面转发,再由地面接收站接收,从中提取多卜勒频移,从而得出航天器相对测控站的径向速度。

f_1 为地面发射频率, f_2 为航天器应答机接收频率, V_T 为航天器相对地面发射站的径向速度,则

$$f_1 - f_2 = \frac{V_T}{C} f_1$$

应答机接收到频率为 f_2 的信号后,采用新的频率 f_3 向地面接收机发射。

采用 f_3 转发的理由是: f_1 、 f_2 相差很小,若直接用 f_2 转发,容易引起应答机输入与输出之间的干扰,用 f_3 转发,就能从频率上分隔开,防止应答机本身的同频干扰。其次,地面接收站便于在频率上区分上行信号 f_1 与下行信号 f_3 。

$$f_3 = n f_2$$

n 通常接近于 1, 但不等于 1, 如 n 取值为: 250/253、120/159、96/89。

$$f_3 - f_4 = \frac{V_R}{C} f_3$$

其中, f_4 为地面接收站接收到的频率, V_R 为航天器相对于地面接收站的径向速度。

$$\begin{aligned} f_d &= f_1 - f_4 = f_1 - f_3 \left(1 - \frac{V_R}{C} \right) \\ &= f_1 - n f_2 \left(1 - \frac{V_R}{C} \right) \\ &= f_1 - n f_1 \left(1 - \frac{V_T}{C} \right) \left(1 - \frac{V_R}{C} \right) \\ &= f_1 \left[1 - n \left(1 - \frac{V_T}{C} \right) \left(1 - \frac{V_R}{C} \right) \right] \end{aligned}$$

若地面站既是发射站也是接收站, 则

$$\begin{aligned} V_T &= V_R = V \\ f_d &= f_1 \left[1 - n \left(1 - \frac{2V}{C} + \frac{V^2}{C^2} \right) \right] \end{aligned}$$

由于

$$\frac{V^2}{C^2} \ll 1$$

可得出

$$f_d = f_1 \left[1 - n \left(1 - \frac{2V}{C} \right) \right]$$

(4) 多卜勒测速系统

由于速度是个矢量, 也就是说, 描述这个量, 不但要知道速度的大小, 还要知道它的方向。上述所讨论的方法, 只是求出了空间目标相对地面测量系统的径向速度的大小。为了求得其速度的方向, 至少要用三个这样的测量站, 才能组成一个完整的多卜勒测量系统。如图 14-10 所示。

三、测角原理

无线电外测设备都能作精度不等的角度测量。无线电测角系统的主要任务是瞬时地测出空间飞行目标的角坐标位置, 用它和无线电测距系统所测得的距离数据综合求解, 可以确定空间飞行目标的瞬时位置。角度测量是建立在无线电波直线传播的基础上的。

有些无线电外测设备从接收信号的相位值直接计算出精确的角度数据, 但大多数设备是利用无线电波束的方向性, 取出误差信号, 以此驱动天线波对准目标, 再从角度跟踪系统输出角度数据。从角度误差信号获取的方式分类, 角度跟踪系统可分为相位法和振幅法。

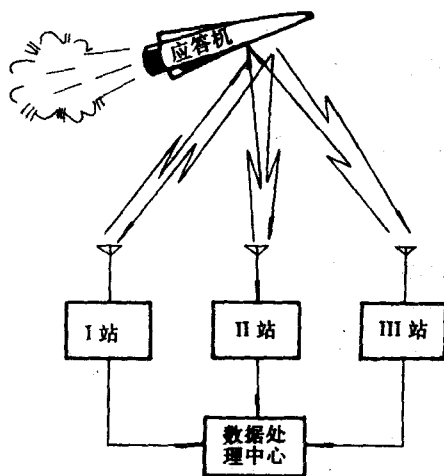


图 14-10 多站测量系统组成示意图

(1) 相位法测角(比相测角)

利用两接收天线测量目标反射信号或信标信号的相位差进行角度测量的方法称比相测角法。如图 14-11 所示,设目标在 θ 方向,当目标距离两接收天线很远时,目标信号可视为平行射线,且信号强度近似相等,因而两接收天线所接收的目标信号,由于波程差而产生的相位差 $\Delta\varphi$ 为

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda}(R_1 - R_2) = \frac{2\pi}{\lambda}D\sin\theta$$

式中, D 为两接收天线间距离, θ 为目标方向与基线垂线夹角, $\Delta\varphi$ 为两天线所接收目标信号之间的相位差。

(2) 振幅法测角(天线定向测角)

① 最大信号法

当天线波束对准目标时,接收到的回波信号幅度最大,其它时候波幅随波束轴偏离目标的角度而减小。根据回波信号这一特点,以波束轴对准目标接收到最大回波时的角度 θ_1 为目标的坐标角,如图 14-12 所示。

这种方法的优点是测角过程简单,测得目标角坐标时,天线接收到的信号噪声功率比为最大。其缺点是测角准确度不高,这是因为天线波束方向图在最大值附近一般比较平坦,变化率较小,因此当目标偏离天线轴很小时回波强度变化不大。所以最大信号法不适用于精密测量,但可用于搜索、引导和步进跟踪。

② 等信号法

等信号法测角采用两个相同的但彼此部分重叠的波束方向图,如图 14-13 所示。两个波束的交点与原点的连线 OA 称等信号轴。若目标处在等信号轴上,两个波束接收到的回波信号相等。当目标偏离等信号轴 OA 时,两波束所收到的回波信号强度就会不等。若目标在 OB 线上,波束 1 收到的回波信号会比波束 2 收到的强;若目标在 OC 线上,则恰好相反。这样从两波束接收信号的相对强度就可知道目标偏离 OA 的方向和大小。

等信号法的优点是测角精度高。因为等信号轴 OA 一般在方向图变化率较大的地方,只要目标稍偏离轴线 OA ,两路信号就有明显差别。缺点是天线设备比较复杂。该方法常用于自动跟踪测角。

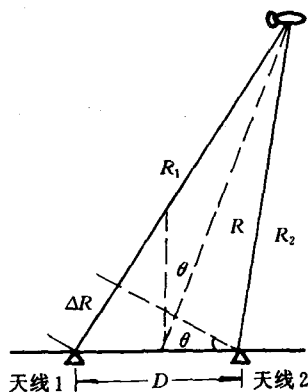


图 14-11 比相测角原理图

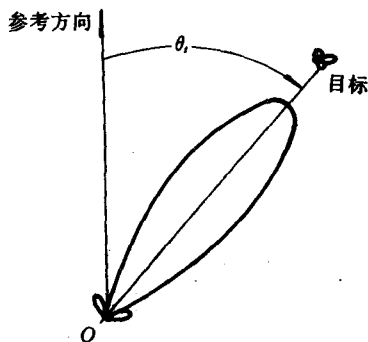


图 14-12 最大信号法原理图

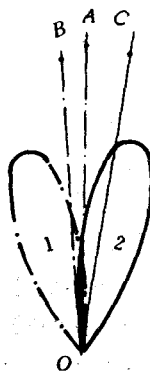


图 14-13 等信号法原理图

14.2.3 通信理论基础

通信系统与测控系统密不可分。测控台站数量多,分布范围广,只有依靠通信系统才能将其连接成一个有机的整体,实现测控设备与计算机之间、各测控台站之间、测控站与控制中心之间及各指挥中心之间的语音、数据、图像、时间频率信号等的传递、交换和处理,使整个测控系统协调一致地工作。

通信系统的任务是:完成各参试测控站之间的时间同步,测控信息的实时传递,对航天器实现遥测遥控、通信对话,并保障各级控制人员的实时指挥调度。

一、电磁波的发射

通过电磁波传递信息的系统称为通信系统。

图 14-14 是一个通信系统原理的方块图。所谓“原始信息”通常是一种物理现象,例如速度、温度、加速度、声波、光波等等。一个传感器,例如温度计、应变仪或话筒,感受原始信息,并将物理参数的变化转换成电压的变化。不同的电压被输送到调制器,调制器利用不同的电压来改变或调制载波。载波的功能是在发射机与接收机之间运载数据信号。

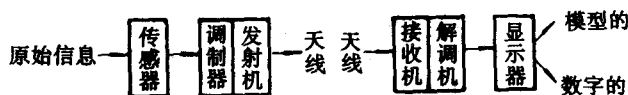


图 14-14 通信系统方块图

载波由发射机产生,由调制器改变,由发射机天线辐射出去。然后,由接收机天线和接收机接收。接收机、解调器及显示装置补充发射机的功能,并以数字、模拟、电视图像或其它的形式再现原始信息。

如在图 14-15 所示的天线中间接入一个高频交流电源,使导线内有高频交流电流通过,让导线里的电子往返地从一臂流入另一臂,使天线的两个臂上随时间相应地有了极性不同的电荷,那么在两臂之间自然就会形成高频交变电场。

在高频电流通过发射天线并产生交变电场的同时,天线周围也产生了交变磁场,而且伴随着电场向外扩展。交变电磁场在空间一起传播,形成统一的波,既为电磁波,亦称“电波”。它以光的速度(每秒 30 万千米)在空间传播。

发射的电磁波的频率越高,则辐射出去的能量越多。相反,频率越低,辐射出去的能量也越少。这就是为什么在低频下不易发射电波,只有频率相当高时才能有效地发射电波的原因。

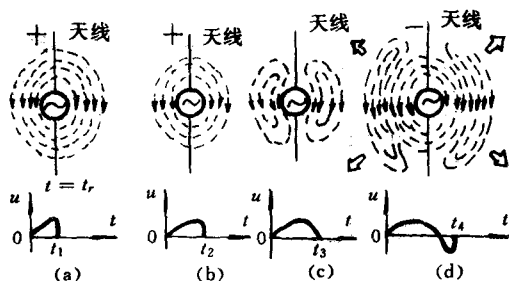


图 14-15 电磁波的发射过程

当在空间运动的电波传到接收天线时,就有一部分高频能量被接收天线所吸收,这时天线里的电子受到了该能量的作用,便随着电波的波动而在天线导线里往返运动,因而在接收天线的电路里产生了高频电流。从能量的观点来看,发射天线是能源,电波是能量的携带者,它把部分能量给了接收天线。所以电波传播过程就是一种传送能量的过程。

二、无线电波波段的划分

电波的传播特性和波长(或频率)有很大关系。为便于应用和分析,通常将无线电波划分为若干波段或频段。

无线电波的波长和频率在空气中的关系可由下式表示

$$\lambda = \frac{c}{f}$$

c 为电磁波在真空中的传播速度,并等于 $3 \times 10^8 \text{m/s}$; 当 c 的单位用 m/s , f 的单位用赫兹(即 Hz)时, λ 的单位为 m 。

无线电波各波段一般的划法见表 14-1 所示。实用上,有时把表中的米波、分米波、厘米波及毫米波总称为超短波。也有将分米波、厘米波以及更短的波称为微波。

表 14-1 无线电波波段的一般划分

名 称	波长范围(m)	频率范围
超长波	10000 以上	30kHz 以下
长 波	10000~3000	30~100kHz
中 波	3000~200	100~1500kHz
中短波	200~50	1500~6000kHz
短 波	50~10	6~30MHz
米 波	10~1	30~300MHz
分米波	1~0.1	300~3000MHz
厘米波	0.1~0.01	3000~30000MHz
毫米波	0.01~0.001	30000~300000MHz
亚毫米波	0.001 以下	300000MHz 以上

无线电波段又可按照十进位作另一种波段划分,如表 14-2 所示。

表 14-2 十进制无线电波波段划分

名称(简写)	波长范围(m)	频率范围
甚低频 (VLF)	100000~10000	3~30kHz
低 频 (LF)	10000~1000	30~300kHz
中 频 (MF)	1000~100	300~3000kHz
高 频 (HF)	100~10	3~30MHz
甚高频 (VHF)	10~1	30~300MHz
特高频 (UHF)	1~0.1	300~3000MHz
超高频 (SHF)	0.1~0.01	3~30GHz
极高频 (EHF)	0.01~0.001	30~300GHz

此外,对于几个常用的微波波段术语列于表 14-3。

表 14-3 几个微波波段术语

波 段	频 率	波长(cm)
L	390~1550MHz	76.9~19.3
S	1550~5200MHz	19.3~5.77
C	3900~6200MHz	7.69~4.84
X	5200~10900MHz	5.77~2.75
K	10.9~36.0GHz	2.75~0.834

三、通信距离方程

距离方程是通信信道计算的有用工具,利用这个方程,可以确定系统的基本参数,例如天线尺寸、功率要求及带宽。

考虑一个以功率 P_T 辐射的全向的信号源,在距离信号源 R 的地点的功率密度 P 为:

$$P = \frac{P_T}{4\pi R^2} \quad (1)$$

这个功率密度可以解释为,以信号源为中心半径为 R 的球上单位面积上的功率。它是信号源所辐射的功率。如果我们在信号源所产生的电场内放置一根接收天线,那么它将从电场中吸收能量而获得功率。一根有效面积 A_{cR} 的接收天线所获得的功率为(见图 14-16):

$$P_R = P_T \frac{A_{cR}}{4\pi R^2} \quad (2)$$

如果信号源不是一根全向的发射天线,而具有一定的增益 G ,那么在上式右边还需乘以 G 才得到所述的功率。因此,对于具有增益 G_T (在接收天线的方向)的一个发射机,距离方程应为:

$$P_R = P_T \frac{G_T A_{cR}}{4\pi R^2} \quad (3)$$

为了达到有效的通信,发射天线必须是如此指向,即使得在接收天线的方向上增益是最大的。

天线增益与它的有效面积 A_c 的关系是:

$$G = \frac{4\pi A_c}{\lambda^2} \quad (4)$$

此处 λ 为工作波长。

对于发射天线或接收天线,应用上式于方程(3)中,使得:

$$\begin{aligned} P_R &= P_T \frac{A_{cR} A_{cT}}{\lambda^2 R^2} = P_T \frac{G_T G_R \lambda^2}{(4\pi)^2 R^2} \\ &= P_T \frac{G_T A_{cR}}{4\pi R^2} = P_T \frac{A_{cT} G_R}{4\pi R^2} \end{aligned} \quad (5)$$

式中:

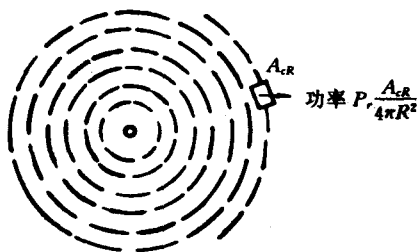


图 14-16 距离方程图示

P_R —— 接收功率
 P_T —— 发射功率
 G_R —— 接收天线增益
 G_T —— 发射天线增益
 A_{cR} —— 接收天线的有效面积
 A_{cT} —— 发射天线的有效面积
 λ —— 工作波长
 R —— 作用距离

信道计算时,方程(5)中表达式的选择,依赖于描述天线更有意义的术语是增益还是有效面积。例如抛物面反射体天线是用它的面积来描述,而偶极天线是用它的增益来描述。

具有一个辐射表面的天线的有效面积可以表示为:

$$A_c = \eta A \quad (6)$$

这里 η 是天线的效率,而 A 是实际的口径面积。因此,将此式代入方程(5)便得:

$$P_R = P_T \frac{A_R \eta_R A_T \eta_T}{\lambda^2 R^2} = P_T \frac{A_R \eta_R G_T}{4\pi R^2} = P_T \frac{A_T \eta_T G_R}{4\pi R^2} \quad (7a)$$

这里 η_T 与 η_R 分别为发射天线与接收天线的效率, A_T 与 A_R 分别为发射天线与接收天线实际的口径面积。

为了简化距离方程的书写方法,我们采用下列形式:

$$P_R = P_T \frac{GA\eta}{4\pi R^2} \quad (7b)$$

这里 G 通常是一根天线的增益, $A\eta$ 是它的对应天线的有效面积。

在通信信道设计中,非常重要的参数之一是接收机检波前的信号噪声功率比或简称信噪比

$$\sigma_i = \frac{\bar{S}_i}{\bar{N}_i}$$

其中 $\bar{S}_i$ 是平均信号功率, $\bar{N}_i$ 是平均噪声功率。

而

$$\bar{N}_i = k B_{TR} T_{op} \quad (8)$$

式中:

k —— 波耳兹曼常数
 T_{op} —— 整个系统的平均工作噪声温度
 B_{TR} —— 接收机射频带宽

整个接收机平均信号功率可由(7b)式确定,因而得到

$$\sigma_i = \frac{P_R}{\bar{N}_i} = \frac{P_T GA\eta}{k B_{TR} T_{op} 4\pi R^2} \quad (9)$$

它经常表示为:

$$P_T = \frac{k T_{op} B_{TR} \sigma_i 4\pi R^2}{GA\eta} \quad (10)$$

对于信道计算,通常给以一定的备余量 M (倍),该量考虑到系统的损耗。于是,距离方程可以表示如下形式:

$$P_T = \frac{k\bar{T}_{op}B_{TR}\sigma_i 4\pi R^2 M}{GA\eta} \quad (11)$$

此时,输入信噪比 σ_i 是按照所选择的调制体制及解调方法提出的要求数值。上式无论在连续波信号或脉冲信号,模拟调制或编码调制的各种情况下都是可用的。

距离方程还经常表示成对数的形式。按照方程(4)及(6)用 G_R 代替 $A\eta$,得到

$$\begin{aligned} 10\ln P_T = & 10\ln(k\bar{T}_{op}B_{TR}) + 10\ln\sigma_i + 20\ln\left(\frac{4\pi R}{\lambda}\right) \\ & + 10\ln M - 10\ln G_T - 10\ln G_R \end{aligned} \quad (12)$$

此式可以解释如下:

$$\begin{aligned} \text{发射机功率(dBw)} = & \text{噪声功率水平(dBw)} + \text{输入信噪比(dB)} \\ & + \text{空间损耗(dB)} + \text{系统损耗(dB)} \\ & - \text{发射机天线增益(dB)} - \text{接收机天线增益(dB)} \end{aligned}$$

四、天线

天线是空间无线电通信电路十分重要的组成部分。在进行无线电通信时,必须把信号通过发射天线以电磁波形式辐射出去,电磁波经过一定方式传播之后,在接收端用接收天线再将信号接收下来。

发射天线是一种将高频已调电流的能量变为电磁波的能量,并将电磁波辐射到预定方向的装置。接收天线则是一个将无线电波的能量变为高频电流能量,同时还分辨出由预定方向传来的电磁波的装置。

任何天线首先用功率增益以及诸如尺寸和重量这样的物理特性来表征。一切现有型式的天线都有同一规律:增益越大,天线所辐射或接收的天线电波束就越窄。为使航天器与地面站通信,必须采用增益很大的天线。但是,这时由于所得到的无线电波束很狭,要顺利地“瞄准”航天器天线就必须在空间加以稳定。地面上接收天线也要采用定向天线精确瞄准。

作为例子,在表 14-4 中列出了六种一般天线的特性。

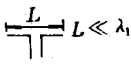
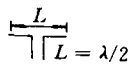
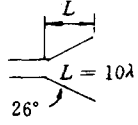
五、无线电波的传播

无线电波从发送天线辐射出来,传播到接收天线,有不同的传播方式。主要的传播方式有下列几种。

(1) 地波传播

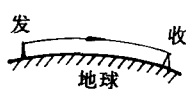
无线电波沿地表面传播(因此也称为表面波),如图 14-17(a)所示。由于地球表面对地波有吸收作用,使地波的强度随传播距离的增加而逐渐降低,而且降低的多少与地波的频率以及地面是海洋还是陆地有关,海洋的吸收比陆地吸收小得多。频率高时吸收大,频率低时吸收小,和电离层的吸收情况恰恰相反。

表 14-4 六种一般天线的特性

类 型	增 益	有效面积	示意图	方向图
理想全向性天线(点源)	1	$\frac{\lambda^2}{4\pi}$		
小偶极子天线	1.5	$\frac{1.5\lambda^2}{4\pi}$		
半波振子天线	1.64	$\frac{1.64\lambda^2}{4\pi}$		
最佳喇叭天线	$10 \frac{A}{\lambda^2}$	$0.81A$		
抛物面反射体天线	6.3 至 7.5 $\frac{A}{\lambda^2}$	0.5 至 0.6A		
边射天线阵	$\frac{4\pi A}{\lambda^2}$	A		 波束宽度依 赖单元的数目

(2) 天波传播

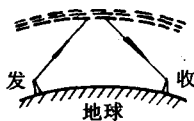
无线电波向天空辐射,由电离层反射到接收点,称为天波传播,如图 14-17(b)所示。利用天波传播通信,选择工作频率是很重要的。频率太高,电离层不能反射;频率太低,电离层吸收增大,以至于不能保证必需的信噪比。必须是在最佳工作频率的附近。而这个频率的确定,不仅与年、月、日、时有关,而且与通信频率有关。同样的电离层情况,通信距离近的,最高可用频率低;通信距离远的,最高可用频率高。此外,天波传播由于多径效应严重,多径时延较大,因此对带宽有很大的限制。



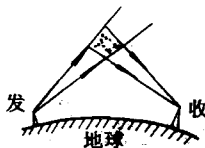
(a) 地波传播



(b) 视距传播



(c) 天波传播



(d) 散射传播

图 14-17 无线电波传播的几种方式

(3) 视距传播

发射天线和接收天线在视距以内,无线电波的传播是直射波与反射波的总和,如图 14—17(c)所示。直射波的场强基本上就是自由空间的场强值,因此传播损耗最小。视距传播和天波传播相比,比较稳定。但它也有衰落现象,这是因为在接收点是直射波和反射波两条路径来的电波的总和,因此仍然有多径效应。而由于气象条件的变化,使这两条路径的波程差也随时间变化,这样接收点的场强就要急剧地变化,而且波长越短,变化越大,衰落现象也越严重。当电波波长很短时,由于路径上大气中的水汽对电波吸收的变化,也可引起接收场强的变化。

(4) 散射传播

无线电波由对流层或电离层的不均匀性而散射传播至接收点,如图 14—17(d)所示,前者称为对流层散射传播,后者称为电离层散射传播。散射传播的传输损耗很大。散射传播还和收发场地的地形有关。此外,散射传播有严重的衰落,它受大气条件的影响,有日、时、季节的变化。

其它还有绕射等,但主要的传播方式就是上述几种。实际上,一个天线辐射出的电波的传播往往不是单一形式。例如,既有地波,也有天波,等等。但是总有一种方式是主要的。不同波段的电波的主要传播方式也不同,这就是各个波段适用于不同的通信业务的主要原因。

六、噪声

无线电噪声在无线电接收设备中对有用信号起干扰作用,它是接收机灵敏度的最后限制因素。无线电噪声一部分来自外界环境,一部分由接收设备内部产生。

外部噪声有宇宙噪声、天电噪声、大气噪声、地面噪声、工业噪声及人工辐射干扰。

宇宙噪声主要包括银河系射电辐射噪声、太阳射电辐射噪声和月球、行星及射电点源的射电辐射噪声。银河系射电辐射是地面接收天空背景噪声的主要来源。太阳射电辐射较大,但仅在接收天线波束对准时有影响。射电点源、月球和行星的射电辐射很小。宇宙噪声主要对超短波及较长波长波段的通信影响。

天电噪声来源于闪电,强度随频率增加而迅速下降,主要影响短波及长波波段。

大气噪声系大气热辐射;地面噪声系地面热辐射;在微波波段,其它噪声降低后,这两种噪声的比例增大。

工业噪声的强度亦随频率增加而下降,主要影响短波及长波。人工辐射干扰的影响要视具体情况而定。

内部噪声有热噪声、散弹噪声及闪变噪声等。热噪声及散弹噪声是超短波及微波波段的主要噪声源,而闪变噪声影响低频及直流放大。

七、再入通信“黑障”

进入地球大气的空间飞行器(包括载人飞船),由于它的速度和在地球重力场中的位置具有大量的动能和位能。当飞行器进入大气而使其周围空气被压缩和加热时,在飞行器前面形成激波。激波和大气阻力将飞行器的大量动能转换为热。此热增加了激波和飞行器头部之间驻点区内的空气温度。结果,空气分子发生游离和离子化。另外,飞行器表面的温度常常足以使烧蚀耐热材料发生电离。飞行器再入地球大气时,这些在其周围的电离

质就称为再入等离子鞘。

等离子鞘的出现给无线电通信造成严重的影响：

- (1) 无线电波在等离子层中的吸收；
- (2) 等离子体—空气界面上即等离子体密度发生陡变的地方，对无线电波的折射和反射；
- (3) 改变了天线附近区域电磁场结构，从而改变了天线的输入阻抗，造成失配；
- (4) 改变了天线辐射方向图；
- (5) 改变了辐射的极化特性；
- (6) 改变了天线周围介质的介电性能，从而大大限制了天线的功率容量；
- (7) 等离子体本身在一定频谱上的辐射，增加了通信系统的噪声；
- (8) 由于等离子体电磁特性的非线性性质，在各路通信系统之间产生交叉调制及干扰。

较密的等离子体，上述影响效应十分严重，特别是吸收和反射造成的衰减极大，致使再入某一阶段通信中断。不太密的等离子体，未造成中断时，对电磁波传播也有有害作用，包括衰减、折射、噪声的引入、方向图改变及失谐等。

1966年11月“双子座12号”飞船返回时，与每次从空间返回地球大气层一样，曾一度有5分钟的通信中断。又如1969年11月“阿波罗12号”在再入时，通信中断了3分9秒。1981年4月14日，“哥伦比亚”号航天飞机首次试飞按预定计划返回地面。在大约80km高空进入大气层后，航天飞机与地面之间的无线电通信中断了15分钟。当航天飞机下降到55km高空时，速度从每小时大约26875km减慢到13357km以后，才恢复了与地面的通信联系。

等离子鞘的结构与飞行器的形状有着密切的关系。图14—18表示一个锥形再入体周围的流场示意图。可分四个流区来讨论。

驻点区的特征是高压、高温气体，与再入体之间隔一附面层，另一边接近正激波。最严重的等离子体和温度条件发生在此区。因此，天线一般不放在驻点区而放在再入体的后部，那里环境条件稍好些。

中间区的气体处于化学非平衡状态。此区内的等离子体情况不象驻点区那样严重，不过当攻角不太大时，对尾部天线所辐射的电磁波的衰减和遮蔽，这一区的等离子体也起着不小的作用。

后部区内的电离主要是气体穿过包围这一区域的斜激波的结果。等离子体电子密度的分布主要取决于攻角和飞行器的确切形状，而除简单形状外极难计算。后部区等离子体条件的恶劣程度要比中间区轻得多。

再入飞行器表面有粘性附面层。此附面层内有较大的速度和温度梯度，流动情况大大不同于非粘性流区。

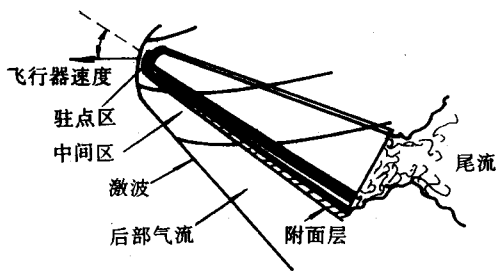


图14—18 锥形再入体的绕流区

附面层内的电离在 75km 以上高度时是重要的。一般说来,在较低高度下附面层以外的非粘性流区内的情况比附面层内的情况更重要。所以,附面层内电离效应常可忽略。

飞行器后面尾流区内电子和离子以极大速度重新复合。此区域一般不影响 1 千兆周以上频率的通信,除非由于耐热材料的烧蚀出现大量污染。

八、信号调制

在无线电技术中,调制的意义就是使高频振荡的某些内在要素(幅度、频率或相位)随着欲传送的信号作有规律的变动,以期达到传递信号的目的。这种载送信号的高频振荡就是载波;控制载波的信号称为调制信号或调制波。经过调制后的高频振荡称为已调振荡或已调波,它可以用电磁波的形式向空间辐射出去。利用信号来控制或改变高频振荡的过程称为调制过程或简称调制。

进行调制有二个主要的原因。第一个原因是使不能直接远播的信号,借助于高频振荡的辐射特性载送到远方。当天线的长度可以和振荡波长相比时,才能获得有效的辐射。例如,直接辐射频率等于 10000Hz 的正弦振荡(信号的一个分量)是不可能的,因为与 10000Hz 振荡相对应的波长为 30000m,即 30km,如要辐射这样低的频率就需要制造几十公里长的辐射体,这是不可想象的。若将信号附于 30MHz 的载波上,这时振荡波长仅为 10m,天线长度不过几米,这是很容易实现的。另一个原因是便于信道的划分。同频率的信号同时在空间传播,必将相互干扰,而导致无法接收。因此,将不同信号附着于不同频率的载波上,借以避免它们之间的干扰。

调制的方式有很多种,大致可分为两类:连续波调制与脉冲波调制。所谓连续波调制就是:作为载波的高频简谐振荡的幅度、相位或频随着欲传送的信号连续不断地改变,达到调制的目的。所谓脉冲调制就是:先使信号调制一组脉冲波的幅度、宽度或位置,这组经过调制的脉冲波虽已孕含了信号,但不能辐射出去。再用经过调制的脉冲波来调制高频振荡,以此达到传播的目的。在连续波调制系统中,仅经过一次调制过程就得到已调的高频振荡,所以这种调制属于单重调制。但在脉冲波调制系统中,须经过两次调制才得到高频已调波,所以这种调制称为双重调制。

按随信号变化的载波参数(幅度、频率或相位)的不同,连续波调制又可分为调幅、调频和调相。按随信号变化的脉冲参数(幅度、宽度或相对位置)的不同,脉冲调制又可分为脉冲调幅、脉冲调宽和脉冲调相。此外,还有一些按照脉冲编码方式进行的调制,称为脉冲编码调制。

九、信号划分

遥测系统通常在一个信道中同时传播几十到几百路信号,因而存在信号划分问题。信号划分也叫信道多路复用。目前多路信息传输的常用方法有时分制(TDM)和频分制(FDM)两种。

(1) 频分制

频分制是把待传送的各种信号分别调制到不同的副载波上,当被调制的各路副载波的频率间隔足够大时,各路已调波的频谱将不会互相重叠,经过公共信道传送后,在接收端可以很方便地用一组带通滤波器分开,达到多路信号共用一个信道的目的。(见图 14-19)。

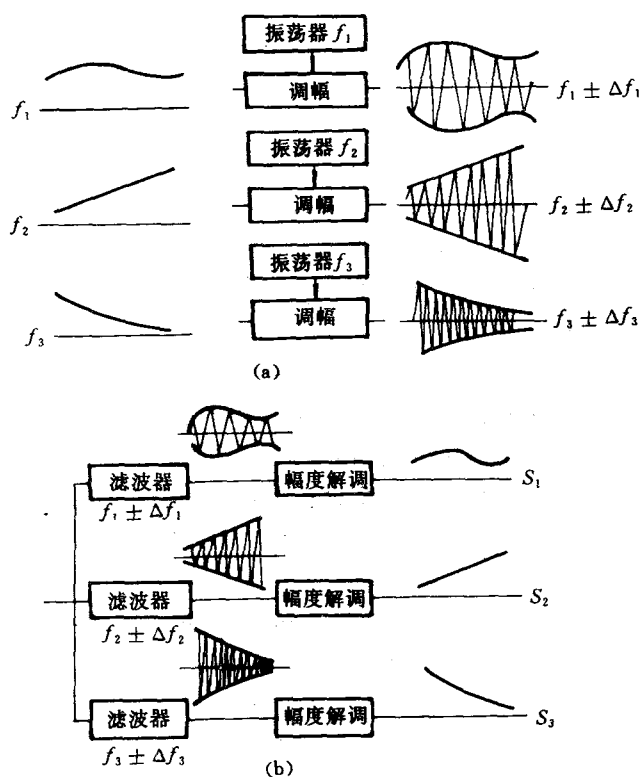


图 14-19 频分制的调制与解调示意图

频分制采用二次调制,副载波、载波调制方式可以是 AM、FM、PM 中的任一种,两次调制的不同组合可以组成多种体制的遥测系统,而其中应用最广泛的为 FM-FM 系统。FM-FM 体制的许多方面优于其它频分体制。

(2) 时分制

时分制是对各路信号进行采样,将各采样值按时间交错排列成一串速率更高的数据流。由于各种信号的样点序列在时间上互不重叠,通过公用信道后,在接收端可用一个与发送端同步的选择开关,把它们互相分开,时分制中所用的调制方式可以是 PAM、PDM 和 PCM。

14.3 测控设备

轨道测量系统分光学外测系统和无线电外测系统两大类。

14.3.1 光学外测系统

光学外测系统的主体部分是根据光学原理制作的,因此,具有测量精度高,直观性强,稳定可靠等特点,不受地面杂波干扰,使用方便。利用光学外测系统可完成航天器主动段

和再入返回段的弹道参数测量可拍摄和纪录运载火箭和飞船运行实况,为无线电外测系统设备进行鉴定和校准。因此,光学外测系统在测控系统中占有重要的地位。

缺点是作用距离短,受天气影响,阴雨天难以获取数据,有云时容易丢失目标。

光学外测系统的设备主要有:电影经纬仪、弹道照相机、高速摄影机。

一、电影经纬仪

跟踪测量飞行器飞行轨迹的光学测量仪器。它是电影摄影机与经纬仪相结合的仪器,能测量目标的方位角和俯仰角,主要用于飞机、火箭和航天器轨迹测量和起飞、着陆与飞行实况记录。电影经纬仪采用地平式跟踪架,它由基座、跟踪驱动部和照准部组成。照准部绕垂直轴水平旋转。照准架上装有目标摄影系统(光学系统和摄影机)和瞄准望远镜,可绕水平轴俯仰转动。在水平轴和垂直轴上分别装有度盘或轴角编码,它们是测角的基准,指示光轴的空间指向。摄影机由时间统一系统控制工作,将目标影像、十字丝、俯仰和方位编码器的角度值、时间和其它附加信息记录在胶片上。十字丝代表光轴位置,目标偏离光轴的位置为跟踪误差,由事后判读胶片得到。将编码的角度值加上跟踪误差,便得到目标相对于经纬仪的方位角和俯仰角。为了确定目标的空间位置,需要使用两台或多台仪器交会测量。新型的电影经纬仪都配有激光测距系统,可同时测量目标的角度、距离,可以单台定位。电影经纬仪通过跟踪系统对飞行目标跟踪摄影。跟踪方式有工人、半自动和自动跟踪(包括雷达、计算机引导下的随动跟踪)。电影经纬仪的结构简单,测量精度高,并能记录目标影像,但不能全天候工作。随着电视、红外、激光跟踪测量技术和微处理机技术在电影经纬仪上的应用,新型光电经纬仪已能实现自动跟踪和实时输出测量数据。电影经纬仪大都在陆地固定站上使用,安装在塔台上的圆顶保护罩内,但也可用车载、船载或机载方式机动使用。

二、弹道照相机

精确测量火箭和航天器飞行轨道的照相设备。它是一种固定式、使用单张底板的广角照相机,用于鉴定和校准光学和电子测量系统的精度,测量再入飞行器的弹道。弹道照相机有恒星定向和度盘定向两种工作方式。以恒星定向方式工作时,恒星和目标像点同时记录在一块底板上。根据目标像点与恒星间的相互关系,以恒星为基准计算出目标像点的方位角和俯仰角。利用两台弹道照相机按照交会法即可确定目标的空间位置。在以度盘定向方式工作时,方位角和俯仰角可直接从度盘上读出。弹道照相机能拍摄闪光和连续发光的目标。在拍摄具有闪光源的飞行器时快门常开,飞行器飞过照相机视场,闪光就在底板上形成断续的点像。在拍摄连续光源的飞行器时则须用快门的开闭进行控制,使目标在底板上形成间断的影像,一般是在飞行器上预先装好闪光或连续光光源,以便与弹道照相机合作进行拍摄。高精度测量时,弹道照相机采用恒采定向并使用闪光源。这样可以提高成像质量,减小判读像点坐标的误差。此外,还必须对各种误差进行严格控制和必要的修正。在精度要求不高的情况下,可采用度盘定向和连续光源。弹道照相机一般能在夜间工作。

三、高速摄影机

高速记录运动物体影像的光学摄影仪器。它以很高的摄影频率记录火箭和航天器的飞行姿态和事件。在火箭、航天器飞行试验中,常使用间歇式和补偿式两种高速摄影机。间歇式高速摄影机的胶片由抓片机构控制间歇运动,摄影机胶片不动,由快门控制曝光,曝

光后胶片移动一个画幅。补偿式高速摄影机的胶片是连续运动的,摄影时靠补偿机构保持被摄目标与胶片相对静止,由快门控制曝光。间歇式摄影机用于拍摄火箭点火、火焰状况、插头脱落、火箭离架时的纵、横向漂移等实况。35mm 同步间歇式摄影机的摄影频率不超过 300 帧每秒。补偿式高速摄影机的摄影频率从几百到几千帧每秒。且连续可变,用来拍摄火箭二级点火、级间分离,也用于拍摄地空导弹、空空导弹的遭遇情况。高速摄影机由光学系统、快门、输片和收片机构、机架和时间控制机构等部分组成,可以固定,也可装在跟踪架上由人工或自动跟踪对飞行目标摄影。

14.3.2 无线电外测系统

产生、发射、转发、接收、处理无线电信号,给出目标运动状态测量元素的一整套设备称为无线电外测系统。无线电外测就是利用无线电波对航天器进行跟踪测量以确定其弹道或轨道参数,无线电信号由地面发射机产生,通过天线发向航天器,由航天器载的应答机无线接收,经应答机处理再由无线转发地面(或目标直接反射回地面),地面接收无线接收并经接收机处理,最终由终端机给出测量参数。

由于运载火箭和航天器都是在空间高速飞行,因此,对火箭及航天器的测控必须采用自动跟踪雷达,自动、连续测量目标的距离、方位、俯仰角等参数,高精度、自动跟踪是无线电外弹道测量设备的基本要求。由于精密雷达捕获目标困难,故需要配属引导雷达帮助捕获目标。

常用的无线电外测设备有圆锥扫描(角跟踪)雷达、单脉冲雷达、信标引导仪、连续波雷达、微波统一测控系统。

一、圆锥扫描雷达

圆锥扫描雷达工作时,从雷达无线发射至空间的波束的最大场强方向和抛物体面的机械轴线不相重合,当无线电波馈源机械轴转动时,波束扫成一个圆锥体,而此锥体的中心线和抛物面的轴线是重合的。

当空间航天器位于中心轴线上时,回波强弱不会由于波束扫描而变化;离开轴线时,回波强弱就发生周期性变化,形成误差信号,误差信号的大小与目标中心轴线的角度成正比。利用误差信号控制无线转动,就可以完成对角坐标的自动跟踪。

圆锥扫描的无线电波束较宽,因此,搜索空中目标的能力较强,以信标跟踪方式时作用距离更大,因此,在测控系统中常用作引导,引导其它精密雷达。

二、单脉冲雷达

单脉冲雷达利用 4 个相对于等信号轴对称配置的接收喇叭同时接收回波,通过对上、下对,左、右对喇叭所接收到的信号进行比较(等信号法),得到误差信号,用于控制天线转动,当转动到两对喇叭接收到的信号相等时就完成了角度跟踪。由于单脉冲雷达能从一个回波脉冲信号中得到目标偏离天线轴的角误差信号,故称为单脉冲雷达。通过测量脉冲电磁波往返时间延迟得到航天器距天线的距离,根据接收脉冲波中的多卜勒频率测量目标的径向速度,利用等信号能获得目标的方位角和俯仰角。

三、信标引导仪

信标引导仪与航天器携带的信标机配合工作,提供方位角和仰角实时引导信息,信标

引导仪无法测量目标的距离,仅提供引导信息,引导仪按圆锥扫描角跟踪体制,以信标工作方式测量。

引导仪由锁相接收机、天线控制系统和终端三部分组成。

四、微波统一测控系统

微波统一测控系统利用统一的载波、一套天线、一套设备完成对航天器的测轨、测姿、遥测、遥控、数据和话音、电视接收等多种功能。

微波统一测控系统采用信道综合技术,将各种信息信号通过对副载波的调制,最后再对统一的载波进行调制,达到信道综合的目的。测速采用连续波双向多卜勒测速技术,测距采用纯码测距或音码混合测距技术,测角采用比幅单脉冲测角技术。

微波统一测控系统由天线分系统、载波信号接收分系统、角度跟踪分系统、测速分系统、测距分系统、编码数据解调分系统、模拟信号解调分系统、话音解调分系统、电视分系统、频率合成分系统、调制器发射机等组成。

微波统一测控系统的载波频率,通常采用S波段或C波段。典型的微波统一测控系统为统一S波段系统,该系统是美国为“阿波罗”登月飞行任务而使用的通信系统。

第十五章 遥感技术

从远距离感知目标反射或自身辐射的电磁波、可见光、红外线等,对目标进行探测和识别的技术,称为遥感技术。以航天器(主要是人造卫星)作为遥感观测的运载工具,便引出了空间遥感技术。正是应用遥感技术,使航天器在飞行轨道上可以不受地球条件限制的对地球进行大范围、多层次的“观测”,从而实现“千里眼”的理想。从 20 世纪 60 年代初开始的 30 多年来,人们应用遥感技术从空间收集到大量有关地球的数据,并从中取得了许多有用信息。空间遥感技术的发展,使人类对自然的认识有了新的飞跃,极大地促进了改造自然、控制环境、开发和保护资源的能力,同时也直接影响了世界各国的经济发展;空间遥感技术还在军事上得到广泛应用,它使未来战场呈“透明”状态,并导致一系列军事思想的变革。

15.1 遥感技术的基本原理

要了解遥感技术是如何实现对地球上物体的感知和识别的,就要从电磁波辐射谈起。

15.1.1 电磁波与电磁波辐射

一、电磁波

物理学告诉我们,电和磁是紧密联系着的两种运动形式。变化的电场能够在它的周围空间激起磁场;同样变化的磁场也能在它的周围空间激起电场。这种交变的电磁场在空间的传播过程就是电磁波。

电磁波可用它们的速度 C 、波长 λ 和频率 ν 来描写,三者之间的关系为

$$C = \lambda \nu \quad (15-1)$$

所有电磁波都以相同的速度 C 传播。在真空中, $C = 299,793\text{km/s}$, 实际应用中, $C = 3 \times 10^8\text{m/s}$ 。

按波长(或频率)的大小,电磁波可分为几个区间或波段,这就叫电磁波谱,如图 15-1 所示。

波长范围 $0.4 \sim 0.76\mu\text{m}$ 的电磁波能引起人的视觉,称为可见光,光学遥感器利用这一波段进行工作。

在可见光的红光外端,波长范围为 $0.76 \sim 1000\mu\text{m}$ 的电磁波称为红外线。按波长不同,红外线又可细分为近红外($0.76 \sim 3\mu\text{m}$)、中红外($3 \sim 6\mu\text{m}$)、远红外($6 \sim 25\mu\text{m}$)和极远红外($25 \sim 1000\mu\text{m}$),其中近、中、远三个红外波段已被各类主动和被动式红外遥感器所利用。

在可见光的紫光外端,波长范围为 $0.01 \sim 0.4\mu\text{m}$ 的电波称为紫外线。来自太阳辐射

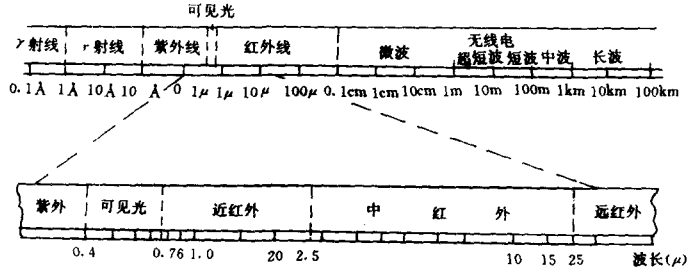


图 15-1 电磁波谱

中的紫外线,波长小于 $0.3\mu\text{m}$ 的部分均被高层大气中的臭氧所吸收,只有波长为 $0.3\sim 0.4\mu\text{m}$ 的近紫外线能透过大气层到达地面,借此可以进行紫外线照相。

比红外线波长更长的一段电磁波称为微波,其波长范围为 1mm 至 1m 。微波实际上是无线电波的一部分。按照波长不同,微波又分为毫米波、厘米波和分米波。微波一般由电磁振荡的方法产生,它能穿透云雾甚至冰层,且传输中几乎不受大气影响和昼夜时节的限制,多数雷达利用微波进行探测。

二、电磁波辐射

温度高于绝对零度的物体都是电磁辐射源。物体在发射电磁波的同时,也受其它物体发射的电磁波所辐射。因此,一切物体,由于其种类和环境不同,具有完全不同的电磁辐射、反射和散射特性。

太阳是一个巨大的电磁辐射源,辐射波长范围几乎包括了整个电磁波谱。人们眼睛所能看到的可见光,只不过是其中很窄的一部分。不同波长的辐射强度是不同的。可见光的辐射强度最大。可见光和红外部分的辐射通量(辐射通量是指辐射能传递的时间速率)占总辐射通量的 90% 以上。紫外线、X 射线和无线电波在太阳辐射的总通量中所占的比例是很小的,如图 15-2 所示。

三、大气窗口

从航天器上探测到的地物信息,是通过大气传输的电磁波获得的。电磁波的波长不同,在大气中的传输能力也不同。由于大气中的水气(H_2O)、二氧化碳(CO_2)、臭氧(O_3)等气体分子对不同波段的电磁波有不同程度的吸收作用(称为选择性吸收),结果使有些波段的电磁波被削弱,有些波段甚至完全消失。被大气吸收较少的波段(即大气透过率较高的波段)通常形象地称为“大气窗口”。

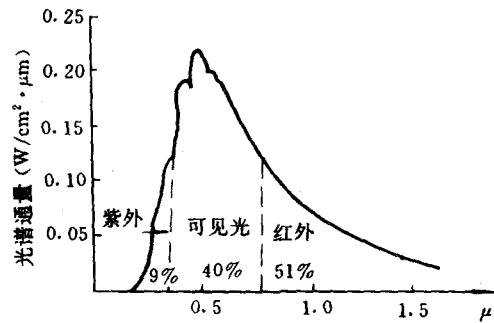


图 15-2 辐射通量

遥感技术在应用于观测地球和感测收集各种地物的波谱特征时,其遥感器的工作波长显然应当在那些所谓的大气窗口中选择。目前所知,可以用作遥感的大气窗口大体有以下几个。如图 15-3 所示。

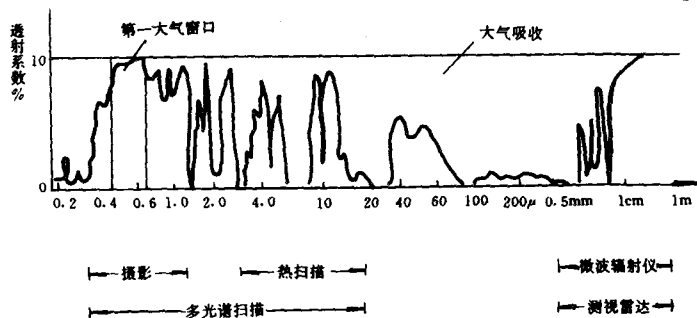


图 15-3 大气窗口

0.3~1.3 μm 大气窗口:这个窗口包括全部可见光波段,部分紫外波段和部分近红外波段。这些波段通常以摄影和录像的方式在白天感测、收集各种地物的反射光谱。

2.0~2.5 μm 大气窗口:这个窗口属于近红外波段。一般是以摄影和录像的方式在强光照下的白天才能感测和收集各种地物的反射光谱。

3.5~5.5 μm 大气窗口:这个窗口属于中红外波段。白天夜间都能应用,目前一般是以扫描的成像方式感测、收集各种地物的反射或发射混合光谱。

8~14 μm 大气窗口:这个大气窗口属于远红外波段。

1.4mm~25cm:这个大气窗口属于微波波段。远红外和微波也都能在白天和夜间应用,它通常是以扫描成像方式感测收集各种地物的发射光谱。

上述几个大气窗口,目前并未全部应用。由于技术上的原因,一般应用的都是第一个大气窗口。就是在这个大气窗口中,工作波段的范围也绝大部分在可见光波段,只有很少部分工作在近红外波段。美国遥感卫星 ERTS 上所使用的遥感器其工作波段就是在 0.475~1.1 μm 和 10.4~12.6 μm 。

15.1.2 地物的波谱物性

地球上所有物体(物质),如土壤、水体、农作物、金属物体、空气等都能以它们自己本身的特有规律来不等量地吸收、反射或辐射电磁波,甚至同一类物体的不同自然状态所吸收、反射或辐射的电磁波也不同,这种特性叫物体的波谱特征。

不同的波谱可识别出各种地物,还可以利用光谱量和某些量之间的相互关系来定量分析,如光谱量和作物产量之间的定量关系,光谱量与污染物含量之间的关系等等。地物波谱是遥感中一项基础性物理量。

不同的地物对不同波长的反射率是不同的。对 15 种地物所作的各种分析研究表明,若将地物按农作物、树木、土壤、岩石和水体归并为五大类,则可确定这几种地物遥感的适应波段分别为:0.44~0.51 μm 、0.53~0.62 μm 、0.63~0.70 μm 、0.74~0.80 μm 。具体划分如下:

(1) 0.73~0.80 μm ,是区分农作物与树木的波段;

(2) 0.43~0.51 μm 、0.56~0.70 μm 、0.73~0.80 μm ,为适合于区分树木与土壤的波

段;

(3) $0.44\sim 0.52\mu\text{m}$ 、 $0.57\sim 0.70\mu\text{m}$ 、 $0.73\sim 0.80\mu\text{m}$,为区别农作物与土壤的波段;

(4) $0.35\sim 0.51\mu\text{m}$ 、 $0.62\sim 0.69\mu\text{m}$ 、 $0.73\sim 0.80\mu\text{m}$,为适合于区分农作物与岩石(沉积岩类)的波段;

(5) $0.53\sim 0.56\mu\text{m}$ 、 $0.71\sim 0.80\mu\text{m}$,是用于区分树木与水体的波段;

(6) $0.35\sim 0.45\mu\text{m}$ 、 $0.57\sim 0.64\mu\text{m}$ 、 $0.65\sim 0.70\mu\text{m}$ 、 $0.74\sim 0.80\mu\text{m}$,是用于区别土壤与岩石的波段;

(7) $0.44\sim 0.80\mu\text{m}$ 范围内,土壤与水体都存在显著差异;

(8) $0.42\sim 0.47\mu\text{m}$ 、 $0.48\sim 0.53\mu\text{m}$ 、 $0.57\sim 0.65\mu\text{m}$ 、 $0.66\sim 0.70\mu\text{m}$ 、 $0.71\sim 0.80\mu\text{m}$,适用于区分岩石与水体的波段;

(9) $0.52\sim 0.56\mu\text{m}$ 、 $0.70\sim 0.80\mu\text{m}$,适用于区分农作物与水体的波段;

(10) $0.35\sim 0.51\mu\text{m}$ 、 $0.61\sim 0.69\mu\text{m}$ 、 $0.71\sim 0.80\mu\text{m}$,可用于区分树木与岩石的波段。

15.1.3 遥感的基本原理与遥感谱带

正因为各种物体的波谱特征互不相同,所以在事先掌握了各种物体的波谱特征以后,只要使遥感仪器能收集、记录这些不同性质的波谱特征,再把得到的这些波谱特征的信息与事先掌握的各种物体的波谱特征相比较,就可以区别出不同的物体,这就是遥感的基本原理,如图 15-4 所示。

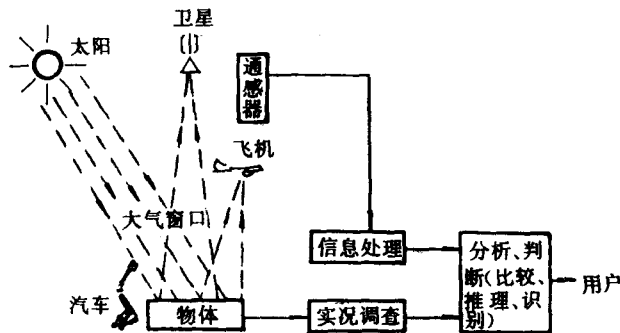


图 15-4 遥感的基本原理示意图

美国为了掌握各种地球资源的波谱特性,于 1969 年通过实验,对 600 多种岩石和矿物,1000 多种土壤和大约 3000 种植物以及 60 多种水的样品进行了系统的电磁波反射、吸收、辐射等特征的测定和分析,为地球资源的波谱探测建立了基础资料。

卫星传感器所接收的电磁波具有综合性质,它包括:

(1) 地球表面发射的能通过大气窗口的电磁波;

(2) 地球表面反射来自太阳的、或者其它物体的能通过大气窗口的电磁波;

(3) 大气层发射的又通过大气窗口的电磁波;

(4) 大气层对太阳辐射所反射的能通过大气窗口的电磁波;

(5) 地面对大气层向下发射的尔后反射回天空的能通过大气窗口的电磁波。

尽管遥感器所接收的电磁波可能是以上多种电磁波的叠加,但由于各种物体,包括地表的任何物体和大气层所发射、反射的电磁波都不一样,所以我们可以采用选择波谱的方法,让所需波段的电磁波进入遥感器,如此实际中可以接收到不叠加的电磁波。这样,我们便能对地表任何目标进行遥感,并与其它物体相区别。

15.1.4 遥感图像的基本特性

遥感的外在结果是遥感图像,这种图像的基本特性包括比例尺、亮度、反差和分辨率,图像的解译信息取决于这些基本特性。

1. 比例尺

比例尺是图像上任意两点间的距离与地面上相应的距离之比。遥感图像的比例尺取决于遥感装置的视角、获得图像的海拔高度和复制图像时采用的放大因子。

2. 图像亮度

遥感器接受到的来自地面的电磁辐射的强度变化在黑白图像上表示为亮度的变化。一般在正图像上,物体的亮度正比于被检测的,来自于该物体的电磁辐射强度。

3. 图像的反差

图像最亮部分和最暗部分之比定义为图像的反差。反差比是决定分辨和检测物体能力的重要因素。反差比低的图像通常称为“褪色”图像,产生低反差的因素包括:①地面景物本身就具有低反差。②大气对电磁能量的散射可能降低景物的反差。③不正确的记录方法或低灵敏度的遥感系统都有可能造成低反差。

4. 分辨率

在遥感中使用的分辨率(或分辨本领)指的是区分图像中两个相邻近物体的能力。或更准确地说,分辨率是图像上的两个物体能清楚地分开的最小距离。如果两个物体之间的距离小于分辨极限,在图像上它们就被显示成一个物体了。需要注意的是分辨率不是图像上可能区分的最小物体,但如果知道图像的分辨率和比例尺,就能够估计出可检测的最小物体的尺寸。

在摄影学中,分辨率的定义是:在特定的照明条件和放大倍数下,用人眼注视具有标准反差的标准分辨靶的相片,刚好能区分的每单位距离的线对数。分辨靶的间距用每厘米的线对数表示,如图 15-5 中的黑白条纹即为每厘米 5 线对的靶,其每一短线宽 0.1cm,并以同样宽的距离与相邻的短线间隔开。

分辨能力也用角分辨率(单位弧度)表示,它是成像系统到最小可分辨距离之二物体所成的张角,见图 15-5。

正常的眼睛在 5m 远处应能分辨每厘米 5 线对,表明人眼具有 0.2 毫弧度的角分辨能力(见图 15-5)。

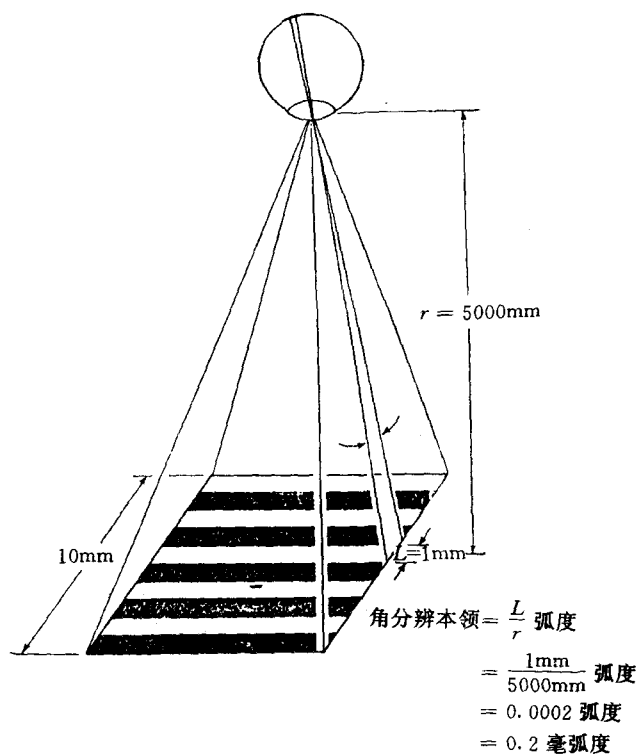


图 15-5 遥感系统的角分辨本领(以毫弧度为单位),
该系统能在 5 米远分辨每厘米 5 线对

15.2 空间遥感器

15.2.1 遥感器的组成与分类

遥感器是测量探测对象的电磁波辐射或反射的系统,即电磁波的接收系统。遥感器由电磁波辐射的能量聚集器、检测系统、信号处理系统和信号输出系统四个部分组成,如图 15-6 所示。

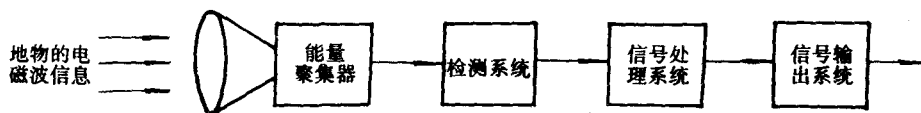


图 15-6 遥感器的组成

遥感器按记录方式,可分为成像与非成像两大类,成像系统又可分为摄影成像与扫描成像两类。遥感器按工作方式可分为被动与主动两类,被动方式就是遥感器接收目标自身

的热辐射或反射太阳的辐射,如各种相机、多光谱扫描仪、微波辐射计等;主动方式的遥感器向地面发射电磁波,然后又收集从目标反射回来的电磁波,如侧视雷达、微波散射计和激光雷达等。主动式遥感器的结构较被动式遥感器复杂,但它受环境与天气的影响较小,信息稳定,重复性强。遥感器的分类见图 15-7 所示。

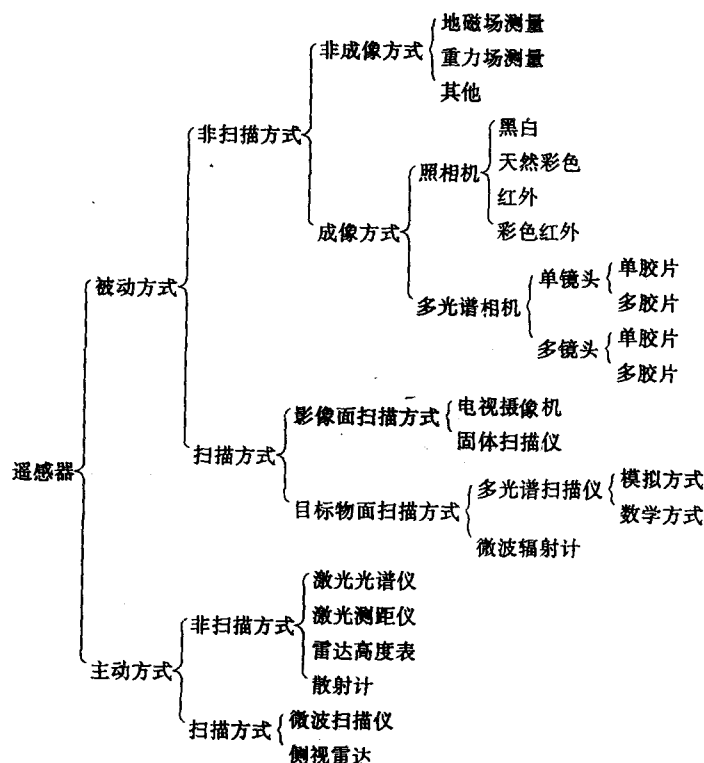


图 15-7 遥感器的分类

15.2.2 遥感器性能的衡量

衡量遥感器的性能指标很多,包括分辨率、视场、扫描幅宽、重复探测周期、获取图片周期、精度和极性等等,其中最常用也是最重要的首推分辨率。分辨率又包括相片分辨力、地面分辨率和时间分辨率等。从一幅卫星遥感图像上究竟能“看”到什么,主要取决于地面分辨率。

地面分辨率代表遥感图像上能分辨出独立地物之间的最小间距。不失一般性,考虑对地遥感器为胶片型相机、且进行对地垂直摄影的情况(其它类型遥感器可类似分析),如图 15-8 所示。由图易得,此时地面分辨率 r_s 与卫星轨道高度 h 、相机的焦距 f 、相机的摄影分辨率 r_f 关系为

$$r_s = \frac{h}{fr_f}$$

式中 r_f 的物理意义为感光胶片上每毫米宽度内可分辨的黑、白线对数。

r_s 愈小,地面分辨率愈优。则由上式可见,同一卫星,轨道低时分辨率高,轨道高时分辨率低。不断提高分辨率是遥感卫星的总的趋势。

美国“大鸟(KH-9)”卫星的照相高度为 160km,其详查相机焦距为 2.44m,分辨率为 180 线对/mm,代入上式求得其地面分辨率为 0.364m,当然这是理论的地面分辨率,实际的地面分辨率要低于这个值,一般认为“大鸟”的地面分辨率为 0.3m。地面分辨率是 0.3m,意味着平放在地面上的一个长、宽各为 0.3m 的物体,可以在卫星照片上显示出 1 个点。照片上有 1 个点,仅

仅能解决发现目标的问题,还不能判明目标的具体性质,只有结合周围环境中其他目标信息才能判断。所以,不能把地面分辨率的尺寸,误认为即是卫星照片上能够识别的地面目标。要识别目标,需要看清包括目标的形状、大小、色调、阴影、位置、活动等特征。大量判读实践经验表明,在一般情况下,只有当目标的长、宽尺寸均相当于地面分辨率的 5~7 倍时,才有可能被识别。如此,在地面分辨率为 0.3m 的卫星照片上,只有当目标的尺寸大 1.5~2m 以上时,才可能看清其细部特征。当地面分辨率小于 1m 时,就有可能识别坦克、各种牵引车辆、各种飞机机型,能查明侦察地区的兵力部署和调动情况,绘制雷达部署图等。对于有些线状目标,如铁路、桥梁和电缆等,即使其宽度大大低于地面分辨力,但由于其长度比宽度大一个到几个数量级,所以这类目标可以比较容易地被分辨并识别出来。

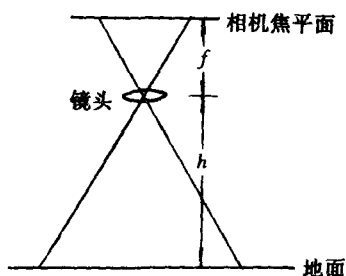


图 15-8 对地摄影的几何关系

15.2.3 常用传感器简介

下面简介航天器常用的几种传感器,它们是 CCD 照相机、反束光导管摄像机、多光谱扫描仪、成像光谱仪、红外辐射计、微波辐射计、合成孔径雷达、侧视雷达等。

一、CCD 照相机

这是一种以电荷耦合器(CCD)为感光元件的照相机。它的发展给卫星提供了一种具有高分辨率图像的新型摄影遥感仪器。这种遥感仪器无需感光胶片或把胶片上的影像转换为视频信号,而从 CCD 器件直接获得视频信号。其最关键的器件就是电荷耦合器件,电荷耦合器件是利用微电子技术的金属—氧化物—半导体工艺发展而成的一种半导体功能器件,其主体是紧密排列的金属氧化物半导体电容器构成的阵列,通常用单晶硅作衬底制成硅电荷耦合器件。其结构是在硅片表面生成二氧化硅绝缘层,再在这个绝缘层上淀积间隙很小的栅极,构成金属氧化物阵列。

由于采用了电荷耦合器件,所以 CCD 照相机就具有下列功能:

- (1) 把光量子转换成电荷载流子,进行光电转换;
- (2) 对电荷载流子进行积分和贮存,收集在阵列存贮单元中,即把图像的光信息转换成空间分布的电荷信息;
- (3) 对电荷存贮单元进行扫描,把图像的空间分布电荷信息转换成时序的视频信号。

CCD 照相机采用一种新的方式对地面进行摄影,它类似用推帚扫地。它的工作原理是在照相机的焦面上放置一条线阵列的电荷耦合件,一条地面景物就在焦面上形成一条

线的影像。卫星沿着垂直于该图像线条的方向往前运行,使该图像向前逐步推进,从而扫过整个地面(图 15-9)。随着卫星向前运行,图像上移动一个像元的时间,等于每个像元的曝光时间。与相机感光像素光学共轭的物面上的所有的点都是同时记录下来的。这些记录是根据 CCD 像元的排列顺序,以规则的数字顺序存贮下来的。CCD 照相机的灵敏度极高,在良好的光照条件下,可探测出低于 0.5% 的地面反射变化。

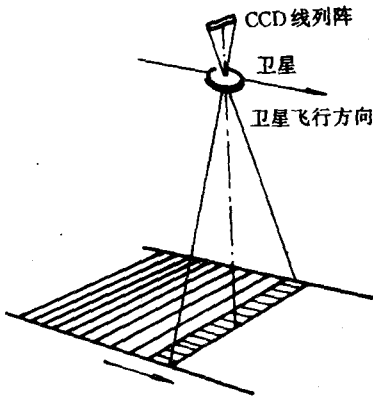


图 15-9 推帚式照相机工作原理图

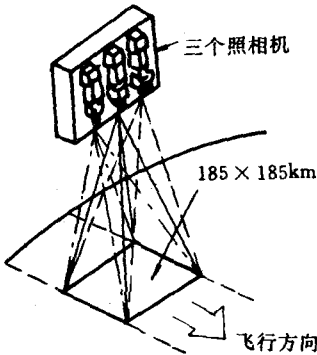


图 15-10 反束光导管相机摄影图解

二、反束光导管摄像机(RBV)

这种摄像机由镜头、快门、滤光片、反束光导管和电子控制装置组成,其中主要部件是反束光导管。工作时,三个不同光谱段的摄像机镜头,对准地面同一景像(如 185×185 平方公里的范围)进行拍照如图 15-10。

在美国的地球资源技术卫星(ERTS)上就装了这种三个不同光谱段的摄像机。其工作波段如表 15-1 所示。

表 15-1

波段名称	波段范围	波段性质	波段效应
RBV-1	0.475~0.575μ	兰绿波段	对水体具有透射能力,一般可穿透 10m 的水深。
RBV-2	0.58~0.68μ	黄红波段	可清楚地分辨地形,对海中泥沙流反映明显,对岩性地层有明显的区别。
RBV-3	0.69~0.83μ	红光与红外波段	对水体、地下水反映明显,对植被分辨力好。

反束光导管的工作原理如图 15-11。它由光电导靶、电子枪、电子倍增器、聚焦系统与偏转线圈等组成。光电导靶是一个半透明的光电阴极,由无数细小的彼此绝缘的灵敏光

电发射材料(在光照射下会逸出电子)构成。反束光导管的工作原理大致与一般光导摄像管相同,但其信号电源不是光导层的传导电流,而是光导层反射回来的电子束,它的反射量与光导层上的电荷多少成正比例变化。工作过程如下:被摄物体通过光学系统成像的靶面上,靶上各点产生的光电子数目与该点影像的光强成正比。光电子被加在正电位的栅极网所吸收,因而靶上就形成正电位,各点的正电位值与该点的光强成正比。由电子枪发出的热电子被抑制栅极加速通过聚焦线圈使电子束在靶上聚成很细的斑点,并通过偏转线圈在靶上逐点扫描。电子束打在靶上,一部分中和了光电导靶上原来失去的光电子正电荷,一部分反射回来,由于靶上各点原来失去的电子数不同,故反射回来的电子数也不同。反射电子束在电子倍增器上进行五级低噪声放大,然后从阳极上输出即得到了地面景像的信息—地物光谱特征的视频讯号。

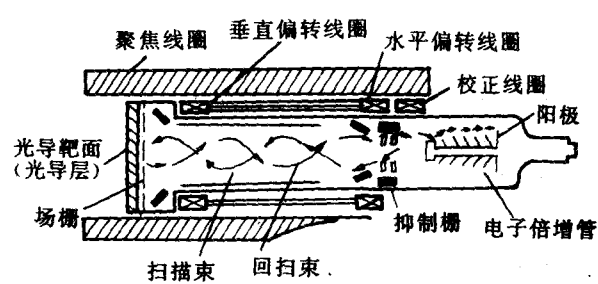


图 15-11 反束光导管结构及工作原理

三、多光谱扫描仪(MSS)

多光谱扫描仪是利用多个光谱段,通过同一光电系统,遥感同一地面目标的设备。多谱段扫描仪是利用色散的原理,将来自地面白光分散成依次排列的谱线并经过光电效应记录地面景像信息的。如ERTS上的MSS是一种四个光谱段的扫描仪。

不同波段的相片,反映不同的地面物体的电磁波特征,即不同波段的相片,产生不同的解像能力。最常用的MSS相片的四个波段的解像能力如表15-2所示。

表 15-2

波段名称	波段范围	波段性质	波段效应
MSS-4	0.5~0.6 μ	兰绿光波段	对水体具有透射能力,可测水下地形,砂地表现明显能很好反映砂地植被的过渡,但对沼泽、植被类型及海滩击岸浪带的区别不明显。
MSS-5	0.6~0.7 μ	黄红光波段	对海中的泥沙流反映明显,对岩性地层有明显的区别,砂地与沼泽有明显区别,但沼泽和水,海岸与水的过渡不明显。
MSS-6	0.7~0.8 μ	红光与近红外波段	水陆界线、水与植被的过渡明显,但砂地沼泽过渡不明显。
MSS-7	0.8~1.1 μ	近红外波段	水体反映清楚,水陆界线清楚,对找地下水有利,对研究地质构造,尤其是隐伏构造反映明显。对农作物的病虫害,军事上的伪装的辨别有用。

MSS 系统主要由扫描反射镜、校正器、聚光系统、旋转快门、光导纤维、滤光器和检波器等组成。图 15-12(a)是这种遥感器的原理示意图。

以 ERTS 为例,扫描反射镜是其中的主要部件,与地面和聚光镜光轴成 45° 角,以 13.6次/s 的摆动速度、 $\pm 2.9^\circ$ 的幅度对地面景像进行横向扫描。扫描反射镜的纵向扫描是由卫星的运动完成。扫描反射镜将地面景物引入聚光系统,成像在成像板上,再由专门的滤光器将光束分成四个光谱段(见表 15-2),通过光导纤维(24 根光导纤维按 4×6 阵列排列在聚光系统的成像板上,每一光谱段对应 6 根光导纤维)传导至检波放大器上,从而得到地物光谱特征的視頻信号。所以,扫描反射镜每摆动一次便有 6 根扫描线,以四个光谱段的形式同时扫描地面景像,覆盖范围为横向 185km,纵向 474m。由于扫描反射镜不断摆动,卫星不断地向前运动,多谱段扫描仪就不断地对地面进行扫描,因此就得到了连续的地面景像信息。图 15-12(b)是这种连续扫描的示意图。

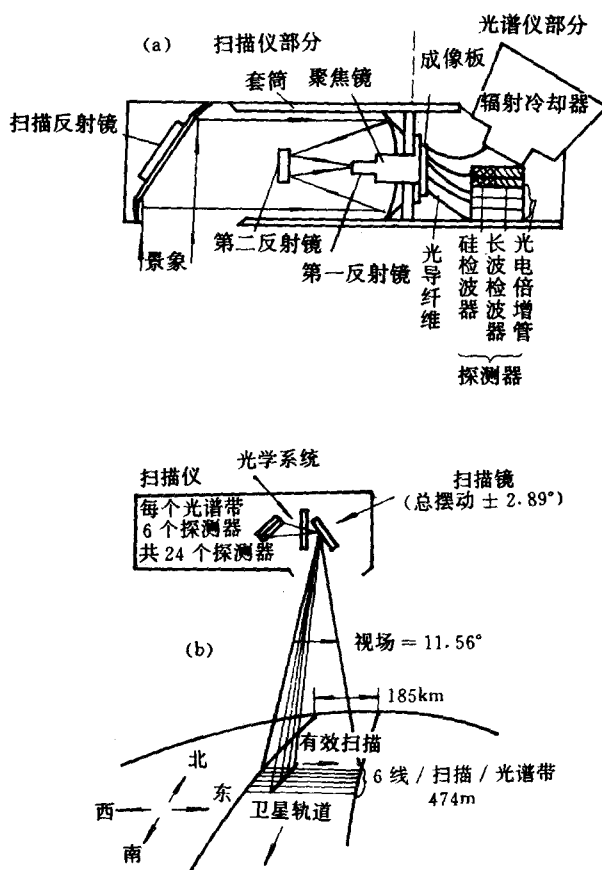


图 15-12 多光谱扫描仪结构(a)与扫描图解(b)

由上可见,多谱段扫描仪在获取地面景像信息的过程中,它不像摄影机那样一幅一幅地获取,而是一条一条连续扫描获取的,因此,它不存在相片重叠的困难。

多光谱扫描仪的数据可以向地面实时发送,也可贮存在卫星上的宽频带记录器中,在

接受地面站指令后再向地面发送。ERTS 卫星的地面接收站和信息处理流程如图 15-13 所示。

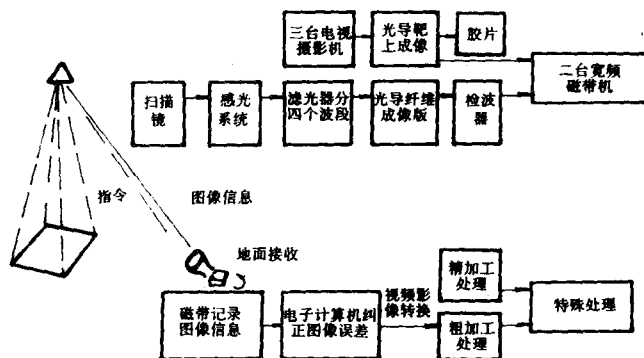


图 15-13 ERTS 地面接收站和信息处理中心工作流程

四、成像光谱仪

成像光谱仪是在多光谱扫描仪的基础上发展起来的新型空间遥感仪器。它大幅地提高遥感仪器的光谱分辨率。在 $0.4 \sim 2.5 \mu\text{m}$ 波长范围,成像的波段数目增加到 10^2 量级。这样就可以得到目标区域中任何一点的详尽光谱曲线数据。这样既可了解物质成分的信息,又可获得景物的空间分布图。

成像光谱仪有两种设计方案。一种是采用面型焦平面探测器列阵,按推帚式扫描成像的方法设计,面阵中一维列阵元实行推帚式扫描在空间上绘制图像,另一维列阵元接收不同波段的幅射获取光谱数据。航天飞机用的成像光谱仪就属这一种,它采用硅 CCD 成像列阵(64×64 元)作为可见光波段的探测器,碲镉汞/CCD 混合焦平面列阵(64×64 ,共六个列阵镶嵌)作为短红外波段的探测器。两个器件组装于同一致冷台上,由分裂式致冷机冷却到 120K 。仪器按照推帚式扫描成像。第二种方案是采用线列探测器,按照光—机扫描成像(行扫描仪)方式设计。每个列阵元对应于不同的光谱波段。

五、红外辐射计

红外辐射计是一种测量入射到探测器上的辐射通量的仪器。辐射是由被反射和散射的太阳辐射,以及地球表面与大气本身具有温度(K)的物体发射所引起的。为取得不同波长的辐射通量,通常用三棱镜、光栅、分色镜或滤光器,将不同波长的辐射分开,然后用若干探测器来测量各种波段的辐射。为了获得有足够地面分辨率的图像资料,充分表现出地物特征,辐射计必须采用一扫描系统(图 15-14)。系统的扫描速率由卫星的高度与速度决定。

红外辐射计应具有的最大辐射分辨率会受到探测器冷却程度的限制,因而通常对致冷系统予以极大的注意。卫星经常采用固体致冷剂、闭合循环致冷器或被动式辐射致冷的方法。被动式辐射致冷法是一种极有吸引力的方法,因为此种方法不需要功耗,而且工作寿命也长。

六、微波辐射计

波长为 $1\sim 100\text{mm}$ 谱段的辐射测量,是用微波进行测量的基础。尽管微波辐射的强度远比红外的强度为小,而且只有较低的温度分辨率,但较长的波长使它具有容许穿透云层感测的优点。

微波辐射计由定向天线、接收器(用于选择和放大)和探测器构成(图 15-15)。进入天线的信号与温度保持恒定的噪声源之间作交替接收,然后交替同步检波,在扣除接收机自身产生的杂音后,就可求得已知温度的噪声源为基准的被测物体的温度。微波辐射计的地面分辨率,取决于天线尺寸和卫星的轨道高度(图 15-16)。在卫星上,重量受到严格的限制,为了获得较高分辨率,卫星应采用较低的轨道高度。

微波辐射计的主要特性为:①低的空间分辨率(1km 左右);②高的温度分辨率(1°C 左右);③有一定的穿透地表能力;④感测的波长范围较宽;⑤能全天候工作。

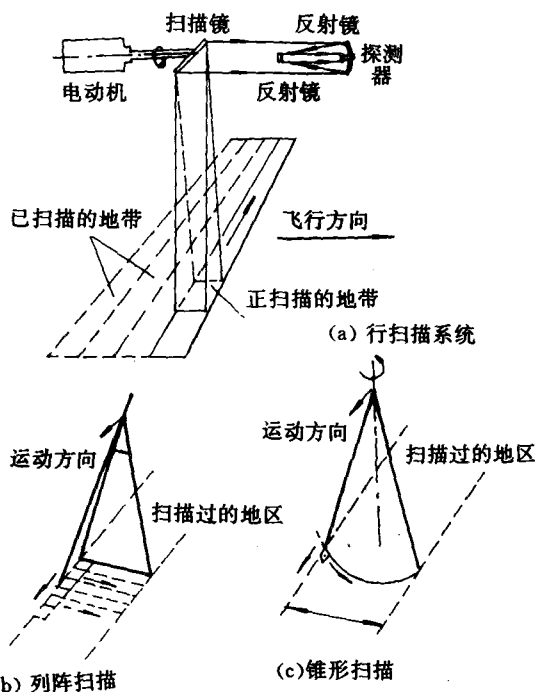


图 15-14 红外辐射计的各种扫描形式

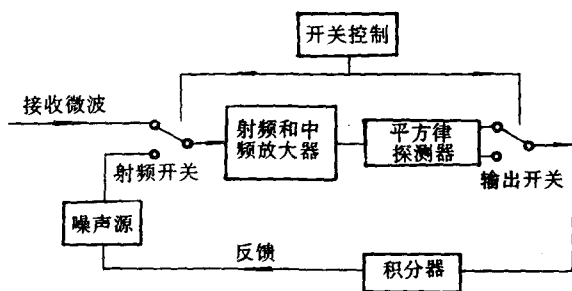


图 15-15 典型微波系统方框图

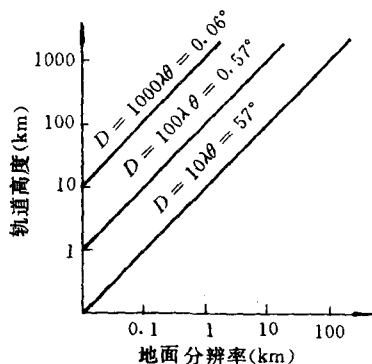


图 15-16 地面分辨率、轨道高度与有效天线直径关系(θ 为天线束宽度)

七、雷达散射计

它是一种主动式微波传感器。通过测定从目标物体散射的雷达回波强度来确定物体的散射特性的传感器。它与雷达一样,发射机通过天线发出一串正弦信号的脉冲,天线通

常是窄波束的。每个脉冲照射到地球表面一小部分,再被后向散射回到天线。

雷达散射计可用来测定海面粗糙度,观察海浪状况和测量海洋表面风速以及监视海面油污污染,还可探测土壤湿度和海上冰层等。

八、雷达高度计

从航天器上垂直同下发射电波来测定飞行高度的仪器称为雷达高度计。只要精确测量出雷达发射脉冲的往返时间,就可计算出航天器的高度来。若进一步分析回波脉冲,就能通过短脉冲的各种不同的畸变就能提供海浪高度、海面粗糙度或海面状态等级的正确表示。

1973年使用的星载高度计的测量精度已达到1m(轨道高度435km)。

九、雷达成像器(包括侧视雷达、合成孔径雷达)

它又可称为微波成像雷达,可以看成是一种特殊形式的雷达散射计。雷达成像器工作于厘米和毫米波段,而以厘米波段为常用,因为波长较短时大气引起的信号衰减较严重。

微波成像雷达大致可分为非相干的(即真实孔径的)和相干的(即合成孔径的)两大类。目前使用的成像雷达大部是星载侧视雷达。所谓侧视雷达就是它的星载天线不是像普通雷达那样向前瞄准,而是向航线的一侧瞄准的。

侧视雷达与普通雷达的主要区别是侧视雷达的天线装在航天器的一侧或两侧,它所发射的窄波束到达地面形成一个椭圆形探测面积。如图15-17所示。

在一个发射脉冲的探测面积内,各点的回波被接收机接收,由于物体反射能力的差异,所以这些回波在显示器的荧光屏上即呈现出一条与地面各点反射回波强弱相应的明暗迹线。当航天器向前飞行时,发射的窄波束就相继射向地面,由地面景物的变化而带来回波强弱的变化就表现在荧光屏上的明暗不同的迹线变化,如用胶卷或磁带把这种变化记录下来,就可以得到所测面积的侧视雷达图像或数据。

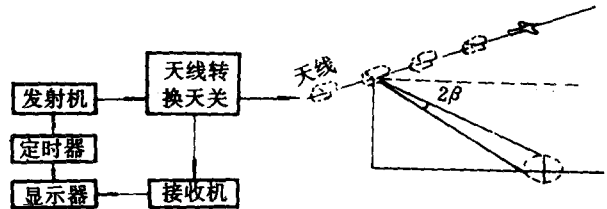


图15-17 侧视雷达工作原理

侧视雷达又分为两大类,一类叫真实孔径侧视雷达,或叫非相干侧视雷达。这种雷达由于天线长度不能很长,所以目标分辨率受到了限制。另一类叫合成孔径侧视雷达,或叫相干侧视雷达。在合成孔径侧视雷达中,虽然采用的是小天线,但返回脉冲的相位和幅度可以先被储存起来,然后再以相干光学处理或电子数字处理的方法加在一起,所以效果就像用一根很长的天线一样,使探测目标的分辨率大为提高。这种雷达的主要优点是图像几何失真小,图像各处的分辨率相同,能够同时记录脉冲的位相(用来进行位相分析)和幅度(用来进行多卜勒分析),可以全天候工作,穿透力强,是目前和今后的主要遥感器之一。

15.3 遥感图像的处理

地面景物所反射的太阳光谱能量或自身的辐射能量通过空间传播到遥感器,由遥感

器接收后变成遥感图像。显然,这样一个获得遥感信息的过程包含复杂的因素:卫星的运动,地物的移动,地球的曲率,空间的衰减,大气的吸收和散射以及遥感器的误差等。由于这些原因,由遥感器获得的图像已经不是地面景物的原来面貌,它已发生了几何畸变和辐射畸变。图像处理的主要目的就是対遥感器获得的结果加以各种修正和处理,再现景物原来的面貌。

图 15-18 是图像处理的示意图,遥感信息首先经过预处理,而后对图像进行修正,再经配准、增强、滤波和再修正后,便得到黑白、正负透明片、黑白或彩色相片或彩色合成透明片,或计算机处理的数字磁带。

遥感图像处理分为两大类:模拟处理和数字处理。在图像处理中经常遇到这两种方法的抉择。遥感图像的用户要求图像的空间分辨率和温度分辨率不断地提高,信息量也随之大幅度地增加,预计今后要增加到几千兆比特。与此同时,用户对遥感图像处理的主题要求日益增加,精度要求也在提高。因此,综合大信息量、高精度、多主题这样几个特点,因不同情况选用不同的处理方法。

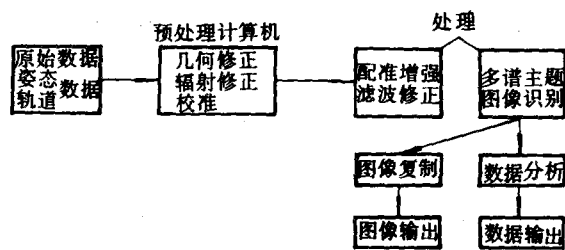


图 15-18 图像处理示意图

模拟处理方法具有处理速度快的优点,但其精度不高,灵活性差。数字处理方法灵活而且处理精度高,但处理时间长。因此,把这两种方法结合起来,混合使用或对不同的主题用不同的方法是比较理想的。

15.3.1 几何校正

由摄影或扫描得到的遥感信息,通常具有不同的比例尺和几何形状畸变,在使用这些信息前,必须加以修正。特别在下列情况下,更不能马虎:

- (1) 成像地区的地形是起伏不平的;
- (2) 用宽视场系统成的像;
- (3) 较低轨道卫星所摄的像(由于离地面太近,往往引起的影像位移也较大);
- (4) 使用除画幅式相机以外的摄影系统。

用光学的或电子学的方法(前者往往更好也更便宜),进行模拟或数字处理都可实现几何校正。基本问题是将分离数据实现叠合,也就是保证取得点一点的对应。在一定限制内,如果想要用统计图形识别技术来进行点的判定或点的比较,那么必须这样做。应用快速傅里叶变换算法,可以提供图像的二维傅里叶变换,从而可以快速获得数据阵列的像对之间的关系。

15.3.2 辐射校正

遥感信息的辐射强度记录或在摄影系统中影像的密度,受到下列因素的影响:

- (1) 离镜头光轴越远的景物,光强就越弱;
- (2) 瞄准角与太阳高度角之间的不同关系;
- (3) 遥感器沿轨道飞行时,地面景物照度发生变化,这对极地轨道卫星特别重要;
- (4) 遥感器在垂直于轨道扫描时,瞄准角的变化;
- (5) 由光—电转换系统性能或感光胶片性能所引起的成像变化;
- (6) 相片处理和显影过程中的变化;
- (7) 大气对各光谱辐射能量的吸收和散射是有选择性的,因此要进行大气修正。

辐射校正就是根据不同的目的,把图像的色调浓淡和色彩增强或进行订正。影像的订正通常需对每个像元逐点地加以订正,它可以是对整个图幅作系统的订正,也可只对图像中的某些部分作必要的特殊订正。影像增强技术也常被用于辐射校正中。

15.3.3 减少噪声

噪声是任何不需要的遥感信号的涨落,这种涨落可以是随机的,也可以是周期性的,它们都会把信号弄模糊并使信息的分析和判读增加困难。遥感系统在信息的记录、存贮、传递、特别是在数据的地面接收时都会产生随机噪声。周期性噪声则能由无线电干扰以及由遥感器/卫星这个总的系统本身的某些部件产生。

在某些情况下,对数字形式的信息,应用统计平滑函数可以减弱随机噪声,但很难完全消除,故必须将它控制在容许的范围内。

周期性噪声比较容易消除,因为只要知道噪声的规律,就可以对处理中心的硬件作适当的修改,以减弱它的影响。

15.3.4 影像增强

遥感数据的专业用户常常要求牺牲其它的背景特征,突出或加强他们所特别感兴趣的特征。可以用光学方法或数字方法来实现这种增强,这包括密度分割、边缘增强(影像锐化)、增大对比(增加灰度标差),以及通过像的相加、相减或取平均的交变检测等方法。数字方法具有灵活性的优点,光学方法的优点是便宜。

15.3.5 辐射定标

应用遥感技术主要是研究怎样用人类环境中所熟悉的特征来表示遥感数据的分析和判读。用常规手段得到的有关环境的数据,通常要用常规参量来校准。往往在卫星发射前就给遥感器提供一定数值的电压—亮度或电压—温度响应关系作校准。在对地球的自然景物测量作判读时也必须按校准作出修正,如大气衰减修正。此外,亮度的响应也需作为太阳对地球照明差别的补偿来校准。

15.3.6 数据压缩

用一种或几种宽范围的标准统计技术,可以将遥感系统得到的原始数据减少到不超过某种专门分析或判读程序所需要的量。这包括数据平滑化和取平均处理、取样技术以及特征的提取法等。它可以在不损失分辨率的前提下,使通道带宽减窄。

15.4 空间遥感技术的优点及其应用

一、空间遥感技术的优点

空间遥感技术以航天器作为遥感平台,具备如下特点和长处。

(1) 探测范围广,搜集数据快,只要选择合适的飞行轨道,在较短时间内就可以搜集到全球性的概要数据。

(2) 选择适当的轨道,可对地球某些地区进行周期或连续观测。

(3) 用遥感器对不易观测或受限制的地区进行监视和侦察,尤为有效。

(4) 用遥感器或空间探测器对空间目标的观测,比地面观测要优越。例如“水手”空间探测器获得火星的图像,其清晰度比地面上最好的天文望远镜所能看到的清晰度高 10 倍以上。

(5) 卫星上没有振动,因而观测图像清晰,分辨率高。

二、空间遥感技术的应用

空间遥感技术,尤其是 20 世纪 70 年代发展起来的微波遥感技术,它的全天候工作特点,它的穿云破雾、穿透植被及地表层的能力,受到各国重视,并得到迅速的发展。目前,关于微波遥感的主要应用领域有以下方面:

1. 气象观测和天气预报

微波频谱仪对 60kHz、22.2kHz 氧气、水汽的吸收谱线进行测量,可以测定大气温度分布和水蒸气含量。我国“风云一号”气象卫星于 1988 年 9 月 7 日发射进入预定轨道,仪器工作正常。星上装有两台甚高分辨率扫描辐射仪,共有 5 个探测通道,可探测白天和夜间的云图、地表图像、海洋水色图像、水体边界、海洋面温度、冰雪覆盖及植被生长。

2. 测量海洋状态和海洋频谱

微波遥感在海洋开发管理上的应用是多方面的。尽管微波遥感只能获得约 1mm 海水层的信息,但由于风和浪的影响,这一薄层水的遥感信息可反映 1m 左右水层的特性。

(1) 海温测量

多通道扫描微波辐射计测量水温,绝对精度达到 $\pm 1 \sim 1.5\text{K}$,相对精度为 $\pm 0.5\text{K}$ 。

(2) 海面风速测量

海上起风,海面由平静变起伏,海面微波辐射亮度温度随风速线性增加。13.3kHz 微波散射计测量 0~20m/s 范围风速,精度达 $\pm 1.5 \sim 2\text{m/s}$ 。

(3) 盐分测量

海水亮度温度与海水盐分间有着强烈的依赖关系。10℃海水盐分变化 3.5%,在 0.61kHz 频率上测量对比度变化为 30K。1.42kHz 辐射计测量海水盐分,计算精度达 $\pm 0.4\%$ 。

(4) 监测油污

有源和无源微波遥感监视海面油污。在快速测定污染海域油膜厚度和油的种类上具有突出的优点。美国、瑞典有专门的侧视雷达系统监测油污。

(5) 测绘海冰

合成孔径雷达拍摄的海冰图像,能够清楚地刻划出冰冻和水域,确定冰的特性、类型和分布。

3. 地质和矿藏勘探

美国 NASA 利用航天飞机载的合成孔径雷达进行地质和矿藏勘探,为矿产地质研究和地质勘测事业提供了丰富的信息。如分析雷达图像获得加利福尼亚主要的金、锌和银矿脉。对巴西、秘鲁、印尼等 10 多个国家地区进行雷达成像地质分析,发现了新油田,扩大了老油田的面积。

4. 农业测量

测量土壤湿度和将农作物分等划类,预报庄稼产量是微波遥感在农业测量上的重要应用,也是航天飞机合成孔径雷达的主要研究课题。多频、多极化雷达和微波雷达辐射计刻划不同植物的特征和农作物的类别,精度可达 90%。在水源管理、干旱估计和洪水测绘方面,合成孔径雷达更有其应用的特点。

5. 地形测绘

微波遥感对终年被云层覆盖的两极地区和热带、亚热带雨林区测绘非常有利。巴拿马用了 40 年航空摄影,只测绘了其国土的五分之一地区,约 16000km²,而 1971 年用微波遥感,6h 内就完成了全国领土的测绘,配合地面校正定位,绘制出植物分类、地形地貌、地质、资源等一套完整的地图。

6. 军事应用

遥感在军事上不仅直接用于侦察、预警等卫星上,还可用来改进尖端武器的制导、提高导弹命中精度。美国正在大力发展毫米波辐射计制导的炮弹、炸弹和导弹,并把合成孔径雷达作为未来精确制导武器发展的重点。

自 1970 年以来,我国先后发射了十几颗不同类型的科学试验卫星,取得了大量卫星遥感和空间探测等方面的试验数据,为遥感技术在国民经济各个领域里的应用、研究提供了资料。通过利用国外陆地卫星照片、磁带,促进了我国卫星遥感事业的全面开展。

利用陆地卫星和气象卫星照片,采用光学影像增强和计算机图像处理技术,对长江入海悬浮泥沙扩散图像进行分类与面积统计。还对黄河上游南水北调地区开展了地质测绘工作,编制了区域工程地质图;并编绘了黄河流域自然地理分区图。为了整治和开发杭州湾,利用该地区 6 次不同日期的卫星照片,结合航空摄影照片等进行判读分析,论证了这一地区的演变历史、形成原因及发展趋势,为整治工作进行了初步的探讨。由于通过遥感照片可以较好地查明区域构造的基本形态,又能直观地反映影像构造与矿化的关系。这就为提供寻找有关矿产基地起到指导作用。利用卫星图像的特征进行判读,并用数字化图等进行综合分析。能够准确地勾画出琼州海峡第四纪玄武岩总体展布范围,并将该区第四纪玄武岩划分为 5 个喷发期,其喷发次数达 14 次之多。运用卫星照片进行农作物估产的试验研究,森林的判对率达 85%~90%,草场的判对率达 85%,农业生产条件的判对率,在平原地区达 90%以上。由以上简介说明,我国在利用卫星遥感的图像来调查研究矿产、能源、资源的工作已有进展;在区域地质、水文调查方面的应用已见成效;在林业、地震、海洋、环境监测和有关工程选址等方面也获得一定的成功。卫星遥感对于发展国民经济有着广阔的前景。

第十六章 航天技术应用

航天技术是一门综合性强、难度大的高技术。航天技术对于促进国民经济的发展有重大意义。40多年来,航天技术使通信广播、资源勘测、环境保护、气象预报、导航定位和大地测量等领域的技术发生了根本性的变化,同时亦应指出,从航天技术一开始,就与军事应用密切相关。至今发射的4000多颗卫星中,军事卫星约占全部卫星的75%,这些卫星已经被用于侦察、海洋监视、导弹预警、通信、导航、气象、测地和反卫星等各种军事活动中。

本章将简要叙述这几方面应用的情况,更多的应用读者可从相应资料中获得。

16.1 在国民经济中的应用

16.1.1 在通信广播中的应用

通信卫星是各种应用卫星中对社会影响最大、效益最显著的卫星。卫星通信在促进社会进步和国际交往中起着巨大的作用。

到目前为止,全世界已经发射了200颗以上的民用对地静止通信卫星。随着航天技术的不断发展,通信卫星的工作寿命不断延长(可达10年以上),每颗卫星的转发器数量日益增加(最高已达48台)。到1994年3月,正在使用或已经在轨测试的民用C谱段和Ku谱段转发器的总数达425台,S谱段和Ka谱段转发器达102台,预计到1998年,民用C谱段和Ku谱段转发器总量将达到5000台左右。全世界已建立了许多国际性的、区域性的和国内的通信卫星组织。目前通信卫星已承担了全世界三分之二的国际电报、电话业务和几乎全部的洲际电视转播业务。

1972年加拿大政府建立的世界第一个国内通信卫星系统,对于沟通与开发加拿大北部荒无人烟地区起了重要作用。苏联西伯利亚地区地广人稀,用国内通信卫星取代中继线路,简化地面系统,降低造价,从而在该地区实现高质量的卫星通信和电视转播。

利用通信卫星转播电视,因需要配备高灵敏度低噪声接收机和10~30m直径的大天线,故地面接收设备非常庞大。

直接广播卫星的发射功率很大,可达到400~500W以上。地面上的家用电视机只要配备一个直径0.5m的天线就可以接收到,经过一个转换器就能在电视机上收看。

美国、加拿大、日本、印度和西欧等国家和地区都先后发射了直接广播卫星。日本的“百合”广播卫星系列,最早实现了卫星电视直播业务。

利用卫星作为中继站,海上船只与海岸站之间可以进行无线电微波通信,大大改善船舶的调度管理,提高航海运输的效率以及减少海船失事遇险的损失。

目前,在轨道上工作的海事卫星可以保证在南北纬 75° 之间海域上航行的船只与海岸进行 24h 连续通信。海事卫星有专用的应急通信线路,可供失事时发呼救信号用,还能向航船传送气象预报、海流情况和导航数据等资料。

通信卫星还将用于电视教育、电子邮政和医疗会诊等新的业务。

我国自 1984 年以来,已经发射了 7 颗通信卫星,现已有 24 个转发器用于电视广播和各种通信业务。我国利用通信卫星开通了北京至乌鲁木齐、拉萨、昆明三个方向的电话电路;中央人民广播电台、中央电视台通过卫星广播、电视通讯,对改变新疆、西藏、云南等边远地区通信、广播、电视传输的落后状态,收到了巨大的经济效益。

今后将建成以“东方红三号”等通信卫星为主体的卫星通信广播系统,积极开发使用 Ku 等频段通信卫星,进一步扩大公众网和建立或完善金融、水利、能源、交通、教育、灾害监测等专用网;发展以卫星为主的广播电视节目传送系统,增加电视人口覆盖率。

16.1.2 在资源勘测中的应用

用人造卫星勘测地球资源,快速高效,视野宽广,环视全球,所向无阻。

苏联利用卫星拍摄的照片,发现了 3 个金刚石矿,在第聂伯顿涅茨沼泽地区发现了油田。美国帮助巴基斯坦找到 2 个铜矿区,在南非发现了世界上最大的镍矿。我国利用卫星照片,在北京石景山地区找到了 5 个矿区,证实了新疆柴达木盆地冷湖区的石油地质构造,为国家继续开发该油田的决策提供了可靠的依据。

资源卫星拍摄的照片可以用来观察庄稼长势,预报农作物产量,准确性在 95% 以上,能在肉眼尚未察觉之时,早期发现农作物的疾病和虫害。美国曾用卫星照片资料及早发现和防治小麦黑穗病和谷物叶子枯萎病,避免了损失。

利用资源卫星调查森林资源效率高,费用少。菲律宾利用卫星普查森林,4 个月就完成了全国普查,而常规航空测量需要 6 年时间,节约费用 95%。利用资源卫星还能及时侦察森林火情。

资源卫星还可用以调查牧草的分布、种类、长势和密度。寻找水草丰盛的牧场,促进畜牧业的兴旺发达。

利用资源卫星探测海洋中浮游生物的分布和密度。根据这些资料来捕鱼,可大大提高渔业产量。苏联的“礼炮 6 号”空间站上的航天员曾多次向苏联渔业部门报告鱼群动向,使大西洋上的苏联渔船多次获得鲑鱼和鲑鱼捕捞的大丰收。

卫星在调查水利资源方面,诸如测量江、河、湖泊的位置,估计水量,鉴别水质以及寻找地下水源等都能发挥作用。例如利用卫星拍摄的照片在非洲撒哈拉大沙漠中央、埃塞俄比亚境内,以及夏威夷岛附近浅海滩中发现了多处淡水源。我国利用返回型遥感卫星图片,为开发黄河三角洲提供了重要的信息。

在勘查国土、绘制地图方面,利用卫星更是快速高效。例如用航空摄影对我国的领土测绘一遍大约需要拍摄 100 万张照片,花费 10 年的时间。用卫星测绘只需要大约 500 张照片,几天就行了。

16.1.3 在气象观测方面的应用

在气象卫星出现之前,气象观测站大多设在有人的地方。海洋、沙漠、极区等占地球表面五分之四的地方是气象探测的空白区。气象卫星的应用为人们提供了能连续观测全球大气运动规律的有力工具。卫星巡视全球,可以 24h 连续观测,揭开整个大气层的运动规律,为全球天气预报和中、长期天气预报奠定了基础。

1978 年世界气象组织在静止轨道上部署了 5 颗静止气象卫星,发射了 5 颗极轨道气象卫星,构成了全球气象卫星观测网。

气象卫星为人类带来极大的好处。利用气象卫星资料可以及时发现台风、飓风、暴风雨等灾害性天气,预报其形成、演变过程和迁移路线,可使受灾害天气波及的地区,提前采取防御措施,减少或避免生命和财产的损失。例如台风对太平洋沿岸的国家威胁很大。自从气象卫星投入使用以后,没有漏报过一次台风,大大减少了生命财产的损失。

迄今全世界已先后发射了 100 多颗各种不同类型的气象卫星。目前应用的全球气象系统由 5 颗地球同步轨道气象卫星和两颗太阳同步轨道气象卫星组成。各国从气象卫星接收云图,预报天气,提高了气象预报的准确性,避免了许多灾难性损失。

我国从 70 年代就开始接收美国极轨和日本静止气象卫星云图。1988 年 9 月 7 日我国发射成功自行设计和研制的第一颗极轨气象卫星“风云一号”。这颗卫星除工作寿命外,其云图质量和技术指标可以同当代国际同类先进卫星相比,得到了国内外有关专家的承认,使我国进入了国际气象卫星的行列,揭开了我国气象探测史上新的一页。

1997 年 6 月 10 日成功发射了我国自行研制的第一颗地球静止轨道气象卫星“风云二号(FY-2)”。该卫星定位于 105°E 的赤道上空,面向中国中部,从 35800km 的高度为我国乃至亚洲和大洋洲的广大用户提供服务。随着 FY-2 气象卫星的发射,我国成为继美国和俄罗斯之后又一个同时成功地发展了静止气象卫星系统和极轨气象卫星系统的国家,使我国的气象卫星事业和对卫星资料的应用进入一个新阶段。在 FY-2 气象卫星投入业务运行之后,它可以为中国乃至亚太地区广大用户提供展宽数字图像、水汽图像、天气图传真以及各种经过处理的产品,并将在亚太区域的自然灾害监测和全世界日益关注的全球气候变化的研究与监测中发挥重要作用。

多年来,我国利用气象卫星预报天气,给国民经济带来巨大的好处。例如,1981 年长江上游连降大雨,水位猛增,超过警戒水位,防汛部门考虑要不要采取荆江分洪的关键时刻,气象部门根据气象卫星云图分析,认为大雨将停止,决定不开闸分洪,从而避免了因分洪造成的 40 万人搬迁和 60 万亩良田被淹的损失。又如我国提前 72h 预报“8607”号台风,使 3000 多条渔船返港,3000 多万亩会受灾的稻谷抢收入库,人员妥善安置,使损失减少到最低限度。最突出的是 1987 年 5 月 6 日到 6 月 2 日黑龙江省大兴安岭的特大森林火灾中,气象卫星最早发现起火点。通过卫星图片知道火场的位置和强度,70 多幅彩图记录了起火到灭火的全部过程。

16.1.4 在导航和测地中的应用

常用的舰船导航方法有天文导航、无线电导航和惯性导航。

导航卫星兼有天文导航和无线电导航的优点。它相当于天上的无线电导航台,发出的电波基本上垂直地穿过大气层,到达地面,经过大气层的路径短,受电离层的干扰影响小。一颗导航卫星可以为地面上方圆几千公里范围内的舰船导航。

舰船上装有无电线接收机和小型电子计算机,通过接收卫星的信号可以推算出舰船的位置和航向。

为全球航行中的商船、军舰和潜艇服务的美国的“子午仪”导航卫星,地球上的船舰,平均每隔 1.5h 可以看到一次“子午仪”卫星,接收它的信号进行定位。定位的精度一般为 30~40m。

由 18 颗导航卫星组成的“全球定位系统”,地球上任何地点、任何时间,都可以同时观测到 4 颗以上的卫星。地面用户通过接收 4 颗卫星的信号,可以确定用户所在的地理经纬度和高度。“全球定位系统”的定位精度很高,水平距离和高度精度为 5~10m。

“全球定位系统”也能为飞行中的飞机、行进中的车辆、以及个人导航。探险人员、勘测队员只需背负一个几公斤重的便携式接收机就可以通过接收卫星信号确定自己所在点的经纬度和高度。因此导航卫星可以为考察、登山和探险等遇难的个人或团体导航救援。

人造卫星还可以用来为精确地测量地球上各点的坐标服务,纠正由于过去测量手段的限制或者出于保密考虑,而在世界地图上标志得不准确的或故意歪曲的地理位置;还可以测量出地壳的极其微小的漂移,为预测和预报地震提供依据。

一般情况下,利用测地卫星进行的大地测量,地面坐标的精度可优于 10m。激光测地卫星利用激光测距技术,可以测出仅有 2cm 的地壳微小漂移。

16.1.5 发展空间产业方面的应用

航天技术为发展空间工业创造了条件。人们在空间站上利用空间的高真空、强辐射、超低温、无噪声和持续失重等特殊环境条件进行新型材料加工和试制新的贵重药品。

在失重状态下,物体能自由悬浮在空中,冶炼金属可以不用容器,用很微弱的静电力或电磁力即可左右它的位置。对冶炼材料可以加热到极高温度,而不受容器耐高温能力的限制,因此能冶炼锆、钛、钨等高熔点金属;由于冶炼材料不同任何容器接触,所以“一尘不染”,具有极高的纯度。

在失重状态下制取单晶半导体,能得到高纯度、无缺陷的大块单晶体,其尺寸比地面上的大几十倍。化合物半导体晶体的空间生长,又大、又快、又好。目前在空间研究的材料有砷化镓、锑镉汞和大蛋白晶体等。

在失重状态下,液体不会产生轻者上浮,重者下沉的现象。不同密度的液体成分可以均匀混合,生产出组织和成分都非常均匀的合金和复合材料;还可以利用熔融物质内部不产生热对流的条件,制造没有丝毫辉纹的,具有极好光学特性的玻璃。

利用液态金属在失重条件下的表面张力能使金属自然形成圆球的特性,能制造出具有理想球形的滚珠;向液体金属内部充气,可以制成薄壁空心滚珠。

在失重状态下,物体没有自重,可以把金属加工成细如蚕丝的金属丝和薄如蝉翼的金属膜。

在太空中利用失重条件,可以大大提高用电泳法制取生物药品的效率和纯度。电泳法

的原理是利用电场作用,使溶液中不同质量、带有不同电荷的细胞、血球等生物微粒分离出来。在地面上,由于重力的影响,生物微粒常常沉在水底,或者因对流作用而混杂在一起。失重状态下,电泳法生产效率可比地面提高 400 倍,纯度提高 5 倍。

目前,至少可以制取几十种特效生物药品,例如可治糖尿病的 β 细胞、可治侏儒病的生长激素、治疗贫血的红血球生成素抗溶血因子、治疗病毒性疾病和癌症的干扰素等。

空间产业有十分诱人的前景和经济效益,但目前尚处于探索阶段。

16.2 在军事中的应用

16.2.1 在军事侦察中的应用

利用卫星从空间进行侦察有许多优点:侦察范围大、速度快、不受国界和地理条件的限制、可定期或连续监视某个地区,能获得其它手段难以得到的情报。

在 1971 年印度—巴基斯坦危机中,1973 年阿拉伯—以色列战争中和 1974 年的塞浦路斯危机中,美国和苏联都先后发射侦察卫星,从太空侦察和监视战争。1982 年 5 月英阿马岛之战,美国利用侦察卫星及时发现了阿根廷“贝尔格拉诺将军”号巡洋舰的坐标和航向,立即将此情报提供给了英军统帅部,致使 1982 年 5 月 2 日该舰被英军核动力潜艇“征服者”号一举击沉,使舰上 368 名官兵全部丧生。90 年代初的海湾战争中,美国就充分利用这种侦察手段直接用于作战指挥。从战前准备到实战期间,美国一直用“锁眼”(KH-11)型、“锁眼”(KH-12)型、“长曲棍球”型和重型电子监听卫星等 6 颗先进的侦察卫星重点监视海湾战况,使多国部队指挥官对敌对双方态势了如指掌,为获得对伊作战的全胜,提供了重要保障条件之一。

照相侦察卫星可用来拍摄地面机场、海港、导弹基地、交通枢纽、城市设防、工业布局、兵力集结和其它军事设施。高级侦察卫星上装有长焦距相机,不仅能拍摄地面的大型军事设施,而且还能识别飞机和导弹的种类,“看清”军队的各种小型装备和无线电通信设备等。最好的照相侦察卫星的地面分辨率大约可达到 15~30cm。

电子侦察卫星有“太空顺风耳”的美称。电子侦察卫星上装有无无线电接收机和天线等电子设备,专门用来窃听和截获敌方进行军事活动的各种无线电信号,例如地面基地之间的通信信号,预警雷达、防空雷达和反导雷达发出的脉冲信号,控制导弹的无线电信号和航天器的遥测信号等机密信息。根据这些截获信息,就能发现敌方的导弹试验情况,所出现的雷达和其它各种通信联络设备。

16.2.2 在探测海洋和监视海洋方面的应用

探测海洋的各种特性,例如海浪的高度、海流的强度和方向,海面风速、海水的温度和含盐量以及海岸的性质等等,不仅在民用事业中有重大意义,在军事上更是十分宝贵的情报。然而,海洋占全球表面积的 71%,若用船只或飞机去探测全球海洋的各种特性和监视海面的军用舰艇,就要动用成千上万的船只和飞机。利用卫星,由空间向下俯视,一目了然,几颗卫星就能往返巡视全球海面,发现和跟踪海上的军用船只。

苏联的海洋监视卫星,经常装有一种用小型核反应堆供电的探测雷达。1978年,这种卫星的核反应堆的碎片曾经落入地球大气层,引起世界各国的关注。

美国的海洋监视卫星叫“海洋1号”。卫星上的侧视雷达全天候监视和发现海上的小型船只。卫星上的雷达高度计能探测到高度不超过10cm的海浪。

16.2.3 在导弹预警方面的应用

由于地球曲率的限制,地面预警雷达不能及时发现敌方刚刚起飞的洲际弹道导弹,只有当敌方洲际弹道导弹飞到一定高度以后,才能发现,因而所能提供的预警时间较短,一般在15min左右。

利用导弹预警卫星,从太空中进行监视,一旦敌方的洲际弹道导弹起飞,立刻就能发现它,从而使预警时间增加到30min左右,比地面预警雷达多15min,为作好反洲际弹道导弹的准备工作,赢得了更多的时间。

导弹预警卫星通常在35800km高度的地球同步轨道上运行,也有在12h周期的大椭圆轨道上运行。

导弹预警卫星上装有红外探测器,能探测到数千公里以外,导弹尾部喷焰发出的红外辐射,从而发现导弹。先进的导弹预警卫星上,除装有红外探测以外,还有一种由许多很小的光敏元件和微电子线路组成的,叫做“电荷耦合器件”的探测装置。这种导弹预警卫星不仅能监视洲际导弹,而且还能发现飞机和飞航式导弹那样的小型目标。

未来的导弹预警卫星,除能发现洲弹道导弹、飞机和飞航式导弹之外,还能测定它们的攻击路线和性质。

在导弹预警卫星上增加X射线探测器、伽玛射线探测器和中子计数器等,还能发现地面和大气层内的核试验,从而兼有核爆炸探测卫星的功能。

16.2.4 在军事通信中的应用

军事通信卫星通常可分为战略通信卫星和战术通信卫星两大类。

战略通信卫星通常在地球同步轨道上运行,为远程、直至全球范围的战略通信服务。1982年美国发射的第二代“国防通信卫星”,就是一种战略通信卫星。这种卫星经过核加固处理,具有抗干扰和防电磁辐射的能力,在核战争场合中,仍能继续工作。

1991年底前的前苏联军用通信卫星已发射三种类型,第一种是在1000km左右的圆轨道上用于作战部队战术通信的,采取一箭八星发射,每颗仅重40kg,多混编在“宇宙”系列卫星中;第二种是大椭圆轨道的“闪电”系列通信卫星,近地点为500km左右,远地点为40000km左右,主要用于对北极地区部队的指挥通信;第三种是地球静止轨道卫星,主要用于海外的战略通信。包括“虹”、“荧光屏”、“地平线”等型号的军事通信卫星。

战术通信卫星一般在12h周期的椭圆轨道上运行。这种卫星主要用于近程战术通信,为军用飞机,包括反潜战斗机和海面舰艇等的机动通信服务。

由于军事通信卫星使用微波进行通信,而微波不可能穿透海水,所以军事通信卫星无法与水下潜艇通信。如若潜艇浮出水面进行通信,又会暴露目标。因而如何才能做到卫星与水下潜艇通信,已引起人们的注意。

我们知道,电磁波中只有频率非常低的电波和可见光区域的电磁波才能在海水中传播一定距离。蓝绿色的激光正是能在海水中传播的电磁波。目前人们正在使用蓝绿色的激光与水下潜艇进行通信试验。

16.2.5 在军事导航、气象和测地方面的应用

最早的军事导航卫星叫“子午仪”。这种卫星的定位精度较低,而且只能提供二维平面定位。新的军用“全球定位系统”,定位精度比“子午仪”导航卫星系统提高了10倍,并能提供三维空间定位,可用来为陆地的军队、装甲车和火炮提供精确的位置,为海上巡逻队、特遣部队、港口领航员导航,为空中的战略轰炸机和战术飞机导航。除此之外,还能为在太空中飞行的航天器和导弹提供精确的位置。

用卫星观测全球气象形势,在现代军事活动中占有极重要的地位。例如,用可见光照相侦察卫星拍摄敌方重要军事目标或用飞机轰炸敌方要塞之前,需要知道当地的云层情况。海上航行的军用舰艇需要了解未来的台风、海浪、水速以及是否有大雾等气象情报。至于洲际弹道导弹的命中精度更与大气的温度、压力和风速等密切相关。

现代战争需要各种地球物理知识,特别需要地球物理中的一个重要分支——大地测量学知识。大地测量学包括确定地球的大小和形状,地球的重力场、全球城市、村庄和军事目标的位置,以及绘制它们的详细地图等等。如若不知道地球的精确尺寸、形状和重力场,不知道军事目标的准确位置,洲际弹道导弹和巡航导弹就难以击中目标。目前,各国正在利用卫星进行全球大地测量。

16.3 在科学研究中的应用

航天技术是在许多基础科学和现代技术科学的基础上发展进来的一门综合性的技术。航天技术的发展,反过来又极大地促进了基础科学和现代技术科学的发展。特别是在天文学、空间物理学、地球物理学、航天医学和生命科学等方面取得了惊人的发现和突破性的成就。

16.3.1 天文观测

天文学是一门十分古老的科学。在人造卫星上天以前,人们只能从地面上观测天体。由于地球大气层的影响,观测结果往往很不准确。例如,大气层的折光会使天体的颜色失真。大气层对某些电磁波的吸收,使我们得不到天体的完整的光谱。特别是在地面上观测天体还要受到天气条件的限制。如阴天、雨天以及在白天的阳光下观测天体都会有不少困难。

利用人造卫星将各种观测仪器送到大气层之外的太空,或者由天文工作者乘坐飞船或航天飞机到太空去,就可以避开大气层的影响,随时观测各种天体,观测太阳、月亮、行星以及整个宇宙间的各种天文物理现象。

空间天文观测的重大价值在于使人类摆脱长期受地球大气的束缚,大大扩展了宇宙天体的电磁辐射的观测范围,改变了数千年来只在光学和射电两个狭窄的波段上认识宇

宙的坐井观天的局面。

20 世纪 70 年代初,美国航天员曾经用“天空实验室”空间站上的太阳望远镜观测太阳,拍摄了太阳的日冕、日珥、黑子和耀斑爆发等许多照片,提供了有关太阳的起源、形成和活动规律方面的宝贵资料。苏联航天员也利用“礼炮号”空间站对太阳进行了大量观测和研究。

1983 年发射的荷兰、英国和美国合作的红外天文卫星发现太阳系轨道平面的上下两侧存在着两个新的尘埃带。通过红外天文卫星的观测,天文学家终于了解到,宇宙中充满尘埃的地方远远比人们早先想象的多得多。

由于载人航天的实现,人们对月球的研究更是达到了极大的成功。60 年代末,航天员乘坐载人飞船登上了月球,实地考察了这颗距我们地球最近的天体,弄清了月球的本来面目,勘测了月球资源,取回了月球上的一些岩石,发现月球的岩石中含有丰富的铁、铝、硅、镁、钾和钙等多种元素。

在观测太阳和考察月球的同时,人们还发射了一系列行星探测器,研究了金星、水星、火星、木星和土星等各大行星。探测结果发现:不管是白天还是黑夜,金星表面的气温经常处于 470°C 左右,金星是个高温世界;火星上既没有生命,更没有“火星人”;木星像土星和天王星一样,它的周围也有一个光环,由黑色碎石组成,宽几千公里,厚约 30km ,离木星表面约 58000km ;木星的一颗卫星上,有活火山正在爆发。

16.3.2 地球科学

在过去 40 多年中,美苏两国利用卫星和空间站进行地球科学研究,包括大气科学、海洋科学、固体地球科学和地理学等,取得了重大成就,发现了许多以前不知道的地球的特性。

地球是生命的发源地,是人类的摇篮。人们利用卫星探测地球周围的环境,测量地球的重力场、磁场、大小和形状,研究地球的起源和构造等等。结果发现:地球的形状既不呈球体,也不是椭球体,却有点像“鸭梨”,赤道部分有些胀大,北极区略有凸起,南极区稍凹陷;在地球上空 $600\sim 60000\text{km}$ 处有两条辐射带,由地球磁场捕获太空中的质子和电子形成,通常叫做范·艾伦内辐射带和外辐射带;离地球 1000km 左右的高度上有一个由氩和氮组成的地冕等等。

16.3.3 空间生命科学研究

空间生命科学是在空间环境条件下研究生物生命活动的现象和本质的科学,包括医学、生物工程学和工农业中的各种生物技术科学和基础生物学。

目前,美、苏等国空间生命科学的重点是研究长期失重对人、动物、植物与微生物的影响,包括生长、发育、生殖、生理和心理等基本生命现象,了解失重与生命的关系。

苏联是最早开展空间生命科学研究的国家。1958 年苏联发射的第二颗人造卫星就载有两只小狗,进行生命科学实验。从 1966 年起又发射了 10 颗“宇宙”系列生物卫星,用昆虫、鱼、大白鼠、兔和猴等进行试验。“礼炮号”空间站上天以后,苏联在“礼炮号”上又进行了数百项生命科学实验。

美国于 1967 年开始发射生物卫星,在 1981~1985 年进行的 24 次航天飞机飞行中进行了植物、种子和细菌生长试验。

航天医学是空间生命科学的重要分支。它是研究空间环境中超重、失重、气体成分、压力、温度、湿度、噪声、振动和宇宙辐射对人体的影响,人体的耐受限度及有效的防护措施,保证航天员的健康、安全和提高工效的一门综合性科学。

早期载人航天中,航天员在上升过程中会遇到 8 倍重力左右的超重,返回过程中在 10 倍重力以上,一般人无法忍受,轻则受伤,重则死亡。航天医学家们提出了地面训练,改变航天员在飞船中的座椅姿势,穿着抗超重服装等一系列措施,使航天员安全上天,并顺利地返回地面。

失重是在载人航天中长期遇到的重要环境因素。失重会使航天员患航天运动病,恶心呕吐、头晕、目眩和产生幻觉等,会引起体液重新分布,大量血液由下身回流到胸部、头部,引起血液循环和体液调节紊乱,造成心血管系统的疾病,还会引起航天员缺钙等等。但是,航天医学家们也已经提出了服药、合理的作息制度、增加航天员的运动量和使用特殊的下身负压装置等一系列措施,使航天员在失重环境中生活的最长时间已达到 367 天。

宇宙辐射是航天环境中的又一个重要因素。来自银河系和太阳耀斑爆发时发出的带电粒子以及地球周围的辐射带,使航天员的细胞及组织器官发生电离效应,轻则使航天员患辐射病,重则死亡。然而,由于航天医学家们和飞船设计师们的共同努力,这个困难已被克服。但对在长期失重环境中造成的心血管疾病、脱钙和肌肉萎缩等的生理变化和机制尚需要继续深入研究。

参考文献

1. 中国大百科全书编辑委员会《航空航天》编辑委员会. 中国大百科全书·航空航天. 北京:中国大百科全书出版社,1985
2. 《航天技术与现代社会》编委会. 航天技术与现代社会. 北京:宇航出版社,1996
3. 斯国新编. 卫星通信系统. 北京:宇航出版社,1993
4. 邹丕盛主编. 现代科学技术与军事. 北京:国防工业出版社,1998
5. 李凡本编. 地球资源卫星. 北京:国防工业出版社,1982
6. 钱振业主编. 航天技术概论. 北京:宇航出版社,1991
7. 文小平编. 航天技术导论. 长沙:国防科技大学出版社,1987
8. 《世界航天运载器大全》编委会编. 世界航天运载器大全. 北京:宇航出版社,1996
9. J. W. Cornelisse, H. F. R. Schoyer, K. F. Wakker. Rocket Propulsion and Space Flight Dynamics. Pitman Publishing Ltd. 1979(中译本:杨炳蔚,冯振兴译. 火箭推进与航天动力学. 北京:宇航出版社,1986)
10. Wiley J. Larson and James R. Wertz. Space Mission Analysis and Design. (Second Edition), 1992
11. James R. Wertz 等编著. 王长龙等校. 航天任务的分析与设计. 北京:航空工业出版社,1992
12. [苏]B. N. 列凡托夫斯基著. 宇宙飞行力学基础. 凌福根等译. 北京:国防工业出版社,1979
13. 任萱编著. 人造地球卫星运动理论. 长沙:国防科技大学出版社,1988
14. 金相孟. 地球概论. 北京:高等教育出版社,1983
15. 涂传诒等. 日地空地物理学. 北京:科学出版社,1988
16. 范剑峰,张晖著. 懂点空间技术. 北京:中国青年出版社,1980
17. 彭秋和等编著. 恒星世界. 北京:北京出版社,1978
18. 范剑峰主编. 空间站工程概论. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,1990
19. 钱骥主编. 空间技术基础. 北京:科学出版社,1986
20. 陈芳允. 卫星测控手册. 北京:科学出版社,1993
21. 林来兴. 空间控制技术. 北京:宇航出版社,1992
22. 章仁为. 静止卫星的轨道和姿态控制. 北京:科学出版社,1987
23. 徐延万. 控制系统. 北京:宇航出版社,1990
24. 陈载璋,胡中为,尹素英编著. 天文学导论. 北京:科学出版社,1983
25. 苗永宽编著. 球面天文学. 北京:科学出版社,1983
26. [苏]A. B. 索洛多夫主编,宇航技术工程手册. 闵桂荣等译. 北京:科学出版社,1982
27. [美]R. R. BATE 教授等著. 航天动力学基础. 吴鹤鸣等译. 北京:北京航空航天大学出版社,1990
28. 曾颖超主编. 航天器飞行力学. 西安:西北工业大学出版社,1993
29. 肖峰编. 球面天文学与天体力学基础. 长沙:国防科技大学出版社,1989
30. 刘步林,成松林编著. 简明天文学手册. 北京:科学出版社,1986
31. 张守信编著. 外弹道测量与卫星轨道测量基础. 北京:国防工业出版社,1992
32. 王希季,李大耀著. 卫星设计学. 上海:上海科学技术出版社,1997
33. 韩心志编. 航天多光谱遥感. 北京:宇航出版社,1991

34. [美]萨宾(Sabins, F. F)著. 遥感原理及解译. 北京:地质出版社,1981
35. 过崇伟等编. 航空航天技术概论. 北京:北京航空航天大学出版社,1992
36. 张育林,郑荣跃等编. 载人航天工程基础. 长沙:国防科技大学出版社,1997
37. 李恩忠. 中国航天. 北京:1998(1~12 期)
38. 《航天》编辑部编. 航天. 北京:1998(1~6 期)
39. 黄本诚主编. 空间环境工程学. 北京:宇航出版社,1993
40. 贾乃华编著. 宇航物理. 北京:科学出版社,1990
41. Sutton G. P. Rocket propulsion elements. WILEY. 1992