

物理学与现有技术专论

张学龙 张国营 编

中国矿业大学 印刷
一九九八年九月

内 容 提 要

本讲义为配合工科大学物理教学内容现代化而编写。全部内容分设 18 个专论,介绍了空间技术、磁信息技术、等离子体技术、激光技术和液晶技术等方面的物理基础,也介绍了超导电性、宏观量子化现象以及粒子物理等前沿领域的知识,还介绍了近代物理新技术和物理学在工程技术中的应用,特别注重选编了物理学在矿业工程技术中的一些应用实例。借涉面宽,取材较广。

本讲义适宜具有大学普通物理和高等数学知识的读者使用,各部分内容具有相对的独立性,读者可任选其中感兴趣的部分阅读。本讲义可作为工科《大学物理》课程的后续选修课,也可供工科《大学物理》任课教师参考。

物理学与现代技术专论

WULIXUE YU XIANDAI JISHU ZHUANLUN

张学龙 张国营

中国矿业大学 印刷 1998 年 9 月

序 言

大学物理教学现代化包括教育思想、教学内容、教学目标、教育技术和手段,课堂教学模式以及教学测量与评估等多方面的现代化,它是物理教学系统的全面优化工程,其中教育思想的现代化是先行,教学内容的现代化则是改革的关键和根本。

如何实现我们大学物理课程教学内容的现代化呢?经过许多工科物理教师的探索,取得了基本的共识,就目前状况而言,普遍认为在保持现有传统教学内容体系的框架下,可通过以下方式实现教学内容的更新与现代化:(1)应用现代化的观点审视经典物理的教学内容,引伸发挥,着力挖掘新意。同时,尽量使经典内容与现代工程技术的应用相结合;(2)充实近代物理学在现代发展中的新内容;(3)适当介绍当前物理学的前沿和热点,开阔学生的视野;(4)在必修的工科大学物理之外,再开一些后续的选修课,如量子力学、近代光学、工程物理、物理学在工程技术中的应用、物理学展望等;(5)开设与高新技术相关的物理知识和物理学前沿知识的系列讲座。

目前,为了培养适应新世纪我国经济与社会发展所需要的高素质人才,在加强基础理论教学的同时,注重多学科交叉,扩大学生的知识面,使学生具有扎实的理论基础和多学科综合的知识结构。工科学生还应加强工程意识与创新能力的培养,教育部工科物理课程教学指导委员会制定的《重点高等学校工科大学物理教学改革指南》指出,高等工程教育的目标是培养高级工程技术人才,物理教学改革必须服从于这个大目标。要通过物理原理的应用……,反映技术的进步以及社会与工程的迫切问题,使学生能树立工程意识,适应工业技术迅速发展的要求。

基于上述考虑,我们编写了《物理学与现代技术专论》这本讲义,其内容主要涉及高新技术的理论基础、近代物理新技术、物理学在工程技术中的应用,以及现代物理前沿知识等共18个专论,其中还特别注重选编了物理学在矿业工程技术中的一些应用实例。讲义作为《大学物理》课程的后续选修课,目的在于向学生介绍物理科学对高新技术产生的影响,物理科学在现代工程技术领域中的最新发展和应用,以及物理学前沿进展概貌和趋势。讲义也可供工科基础物理教师备课时参考,可选其中的实例,扩大学生的眼界(即所谓“开窗口”);或取相关的内容,作为基础物理概念内涵的延伸,为理解近代物理前沿和有关学科的新概念作准备(即所谓的“设接口”)。

本讲义在内容安排上,每个专论具有相对的独立性,读者和教者均可根据需要选其中部分内容。企望通过这些内容的阅读、学习,帮助工科大学学生激发学习兴趣,开阔视野,启迪思维,扩大知识领域,改善知识结构。

本讲义内容猎涉面宽,取材较广,谨向有关著、作者致谢!

本工作得到我校教务处“211 教学改革课题”基金的资助,一并表示感谢。

编者

一九九八年 仲秋于徐州

目 录

序言	
专论 1 火箭技术	1
一、火箭推进原理	1
二、单级火箭的理想速度	1
三、多级火箭的理想速度	2
专论 2 卫星的运行	4
一、轨道方程	4
二、运行轨道	5
三、椭圆轨道参数	6
四、同步卫星的发射	7
五、卫星的分类及其应用	8
专论 3 星际航行和空间站	14
一、三种宇宙速度	14
二、月球航行轨道	15
三、行星际航行轨道	16
四、空间站	17
专论 4 现代引力理论概要	18
一、等效原理	18
二、光线的偏折和空间弯曲	19
三、广义相对论的基本论点	20
四、引力时间膨胀	21
五、黑洞	22
专论 5 磁流体发电	25
一、磁流体发电的基本原理	25
二、磁流体发电的特点	26
三、磁流体发电系统的构成及类型	26
专论 6 磁聚焦和磁约束	28
一、磁透镜	28
二、磁镜和磁瓶	30
专论 7 磁与信息技术	33
一、磁芯矩阵板	33
二、磁带和磁盘	34
三、磁泡的形成	35
四、磁泡的畴壁结构	36
五、磁泡存储器与布洛赫线存储器	37
专论 8 等离子体(物理)技术	39
一、等离子体的形成和它的分类	39

二、等离子体的基本特征量	41
三、等离子体与磁场	43
四、等离子体应用简介	45
专论 9 能源的耗散、开发与环境	47
一、能源的转化与耗散	47
二、各式能源的利用和开发	48
三、我国能源的利用	50
四、能源与环境污染问题	51
专论 10 固体导电理论	54
一、固体中的能带	54
二、固体的导电机理	56
三、半导体技术的物理基础	58
专论 11 超导电性	62
一、超导体的基本电磁学性质	62
二、超导体的其它物理性质	63
三、超导电性的微观理论	64
四、高温超导体及其理论探索	66
五、超导技术应用简介	68
专论 12 激光物理基础	69
一、激光原理	69
二、激光器	73
三、激光的特性与应用	74
专论 13 液晶物理(技术)概述	76
一、液晶的发现	76
二、液晶的结构与分类	77
三、液晶的特性	79
专论 14 宏观量子化现象及应用	82
一、磁通量子化	82
二、约瑟夫森效应	83
三、量子霍尔效应	85
专论 15 粒子物理学及其进展	88
一、粒子的发现概况	88
二、粒子间的相互作用和粒子的分类	91
三、粒子的物理性质	93
四、对称性与物理量的守恒	96
五、强子结构模型	101
专论 16 粒子物理与宇宙学	108
一、宇宙的基石	108
二、弱、电、强作用的大统一	109
三、宇宙膨胀与大爆炸	109
四、从宇宙的发展看物质结构及相互作用	110
五、粒子与反粒子不对称的起源	112

六、神秘的中微子与天体物理	113
专论 17 近代物理新技术(五则)	115
一、穆斯堡尔效应	115
二、核磁共振技术	118
三、奇特原子及其应用	120
四、扫描隧穿技术	121
五、正电子湮没技术	123
专论 18 物理学与工程技术(荟萃)	125
一、力学类	125
(一) 矿井物料提升速度图分析	125
(二) 重力选矿	126
(三) 重力勘探	127
(四) 黄金饰品含金量的测试	129
(五) 跳汰选矿与矿床的位能分层理论	130
(六) 球磨机最佳转速的选择	132
二、超声及多普勒效应类	133
(一) 超声波测物位	133
(二) 超声波测流量	135
(三) 多普勒超声诊断	138
(四) 车辆速度监测	139
(五) 光谱线的红移	140
(六) 多普勒雷达	141
三、磁光及核物理类	143
(一) 磁场与选矿	143
(二) 光干涉用于矿井瓦斯检测	144
(三) γ 射线在选矿工程中的应用	145
(四) γ 射线物位计	148
(五) 核物理选矿	149
(六) 核子秤	150
(七) 磁流体选矿	151

专论 1 火箭技术

为了探索、开发利用空间,就要设法把航天器送入空间.那么,首先遇到的关键问题就是如何使它获得足够的速度(或者说是动能),以克服地球的引力作用.至今的实践和理论都表明,这只能靠火箭来推进.

一、火箭推进原理

火箭飞行是动量定理及其守恒定律的应用.火箭本身自带的燃料和氧化剂输进燃烧室内混合燃烧后,生成高温高压气体,不断地由喷管向后喷出而形成高速气流,于是使箭体获得强大的反冲力,这就是推动火箭飞行的动力.与螺旋桨推进器有本质不同,火箭不依靠空气提供推力,因此可在空气稀薄的高空,甚至没有空气的太空飞行.

由于燃料不断燃烧,火箭体的质量就不断减少,因而火箭是一个变质量体系.设在 t 时刻火箭(包括箭体和尚存的燃料)总质量为 M , 此时速度为 v , 则 t 时刻火箭动量为

$$P_t = Mv$$

此后经 dt 时间,火箭以相对于箭体速度 u 喷出质量 dm 的气体,箭体速度增至 $v + dv$, 于是 $t + dt$ 时刻系统总动量为

$$P_{(t+dt)} = (M - dm)(v + dv) + dm[(v + dv) - u]$$

因此,系统总动量增量为

$$dP = P_{(t+dt)} - P_t = Mdv - udm$$

由于喷出气体的质量就是火箭质量的减量,即 $dm = -dM$, 故上式可写为

$$dP = Mdv + u dM$$

根据动量定理,则有

$$F = M \frac{dv}{dt} + u \frac{dM}{dt} \quad (1.1)$$

这就是变质量运动方程的微分形式,式中 F 为系统所受到的合外力.此式说明使火箭主体产生加速度的原因有两个:一个是外力,包括地球引力、大气压力和阻力等;另一个就是由于减质量而产生的反推力.通常,后者比前者要大得多,例如,一种火箭发动机的燃烧率为 $1.38 \times 10^4 \text{ kg/s}$, 喷出气体的相对速度为 $2.94 \times 10^3 \text{ m/s}$, 它所产生的推力的理论值为 $(2.94 \times 10^3) \times (1.38 \times 10^4) = 4.06 \times 10^7 \text{ N}$, 约 4000t.

衡量火箭发动机性能的基本指标除了推力之外,还有比推力,也叫比冲,是发动机推力与推进剂的重量秒耗量之比,相当于每消耗一公斤喷射物质所产生的冲量.显然,比推力愈大,则产生一定推力所需的重量秒耗量就愈少.比推力完全取决于有效排气速度.

二、单级火箭的理想速度

为确定火箭所能达到的最高速度,假定火箭在没有空气存在及地心引力以外的自由空

间运动,并忽略重力和空气阻力的影响.此时火箭的飞行速度称为理想速度或特征速度.在这样的理想情况下,变质量运动方程简化为

$$dv = -u \frac{dM}{M} \quad (1.2)$$

若火箭开始飞行时,速度为零,总质量为 M_0 ;燃料烧尽时,火箭剩下的质量为 M_e ,并假定燃气相对于火箭的喷气速度 u 是一常量.将上式积分后便得到火箭的特征速度公式:

$$v = \int_0^v dv = -u \int_{M_0}^{M_e} \frac{dM}{M} = u \ln \frac{M_0}{M_e} \quad (1.3)$$

式中 M_0/M_e 称为火箭质量比,或齐奥尔科夫斯基数,(1.3)式称为齐奥尔科夫斯基公式.从上面的推导过程可以看出,此结果对燃料燃烧过程中任一时刻也都成立.如果我们用燃烧 t 秒后质量 M_t 代换(1.3)式中 M_e ,就可求出任一时刻速度 v_t 表达式.现以 q_m 表示单位时间内喷气量,则 $M_t = M_0 - q_m t$,于是(1.3)式变成

$$v_t = u \ln \frac{M_0}{M_0 - q_m t} \quad (1.4)$$

虽然实际情况要复杂得多,特征速度只是给出了火箭飞行速度的上限,然而它指出了提高火箭飞行速度的途径:一是寻求高效能的推进剂,以提高排气速度,即提高比推力;二是提高火箭的质量比,这就要寻求合理的火箭结构型式.实践表明,前者比后者更为有效.

就目前可供选择的化学推进剂来看,提高排气速度是有一定限度的.这不仅要考虑推进剂的化学性能,还要考虑它的使用条件 and 经济效益等.增大质量比自然就意味着火箭所携带的推进剂质量与有效质量(包括箭体与有效载荷质量)之差加大,必然要把箭体做得很薄,这在高温、高速、高真空等极端恶劣环境中工作,是难以承受的.假如取排气速度 $u = 2800\text{m/s}$ (对于化学推进剂,这个值已不算小),质量比 $M_0/M_e = 15$ (须知,鸡蛋的质量比也不过 20,但已经脆不可击了),则依上式计算可知,单级火箭的末速度 $v = 7582\text{m/s}$,低于人造地球卫星所必需的最低轨道速度(即第一宇宙速度^①7920m/s).更何况还没有计及因气动阻力和重力作用所造成的速度损失.总之,使用目前的化学推进剂,只靠单级火箭来达到航天的目的,是十分困难的,甚至是不可能的.

三、多级火箭的理想速度

火箭的任务是运送有效载荷,使它达到预定速度.而单级火箭在增加有效载荷的同时,必须同时付出巨大能量使全部箭体都加速.为了解决这一矛盾,1903年齐奥尔科夫斯基提出了多级火箭的设想.其中心思想是将那些已完成任务的无用结构及时抛掉,把这些能量用到提高有效载荷的速度上.

多级火箭是由称为“级”的单个火箭组合(串联或并联)而成.每一级都是一个独立的工作单位,有自己的发动机系统、制导系统等.发射时,第一级先点火,等这一级燃烧完后自动脱落,以便增大此后的质量比;然后第二级再点火,使火箭继续加速上升,等它燃尽后,也随即脱落;再起第三级;依次进行下去.这样一级一级地使有效载荷不断加速而达到所需的速度.

^① 见专论3 代际心战是海空军空袭致志请人深究

设想整个火箭与第一级火箭燃料燃烧尽时质量之比为 N_1 , 第一级火箭脱落后, 火箭组与第二级火箭烧尽时的质量之比为 N_2 , ……依此类推. 在第一级火箭脱离时, 火箭组所获得的速度为 $v_1 = u \ln N_1$; 当第二级火箭燃料烧尽时, 火箭所获得的速度为

$$v_2 = u_2 \ln N_2 + v_1 = u_2 \ln N_2 + u_1 \ln N_1$$

如此推理可得 n 级火箭最终速度为

$$v_n = u_1 \ln N_1 + u_2 \ln N_2 + \cdots + u_n \ln N_n \quad (1.5)$$

式中 u_1, u_2, \cdots, u_n 为各级火箭的喷气速度. 若各级火箭喷气速度相同时, 即 $u_1 = u_2 = \cdots = u_n = u$, 则火箭的最终速度为

$$v = u \ln(N_1 N_2 \cdots N_n) \quad (1.6)$$

可见, 采用多级火箭技术, 可以使火箭获得更大的末速度. 例如, 取 $u = 2800\text{m/s}$, $N_1 = N_2 = N_3 = 15$, 则三级火箭的最终速度 $v = 2800 \ln(15)^3 = 22.75\text{km/s}$. 扣除气动阻力和地心引力造成的损失, 是可以满足航天速度要求的, 这就是在航天中要采用多级火箭技术的道理.

由于所有的质量比均大于 1, 因此火箭级数愈多, 可以获得的速度就愈高. 然而, 级数愈高, 其质量比就愈小, 并逐渐趋于 1. 所以级数很大时, 最后速度增加并不显著, 却会造成多级火箭组合系统的复杂化和可靠性的降低, 因此不能一味地增加级数. 目前发射低轨道卫星, 一般采用 2~3 级运载火箭, 发射高轨道航天器, 用 3~4 级运载火箭.

在地球表面发射, 为使火箭能以较小速度穿过稠密大气层, 一般在开始阶段速度不宜增加过快. 例如 1969 年美国用来运载阿波罗飞船的“土星”5 号火箭, 第一级喷气速度为 2.9km/s , 产生 3500t 的推力, 质量比为 16, 第一级脱落时速度为 8.04km/s (理论值); 第二级喷气速度为 4km/s , 质量比为 14, 脱落时速度为 18.6km/s (理论值); 第三级喷气速度与第二级相同, 质量比为 12, 最终速度可达 28.5km/s (理论值).

我国是火箭技术的发源地, 早在南宋绍兴 31 年 (公元 1161 年) 就有了用火箭发送的炸弹, 叫“霹雳炮”. 明代时, 已出现两级火箭的雏型——“火龙出水”, 并广泛采用了飞刀、飞枪、火箭、火箭车以及多箭头火箭等兵器. 直到 13 世纪以后, 中国的火箭技术才开始传入阿拉伯和欧洲国家. 20 世纪初, 俄国科学家齐奥尔科夫斯基系统地论述了火箭作为星际交通的可能性, 提出了液体火箭原理图. 1929 年他又提出了多级火箭的构想, 并建议用它来克服地球引力, 以获得进入宇宙空间所必需的速度, 从而奠定了现代航天理论的基础. 1926 年美国的戈达德 (R. H. Goddard) 成功地发射了世界上第一枚液体火箭, 并阐明了火箭运动的数学原理. 1953 年他又研制出超声速火箭和多级火箭, 为发展多级火箭技术打下了基础. 二次大战期间, 德国研制出 V-2 大型液体火箭, 并发射成功. 战后, 前苏联和美国都集中了大量人力、物力投入火箭研究, 并多次发射洲际弹道, 对火箭技术的发展起到了重要的推动作用.

我国现在的火箭技术也已达到世界先进水平, 例如长征三号火箭是三级大型运载火箭, 全长 43.25m , 相当于 15 层楼高, 最大直径达 3.35m , 起飞重量 202t, 起飞推力为 320t, 它已经被用来成功地发射了我国的人造地球卫星. 长二捆 (CZ-2E) 火箭芯级长 50m , 第一级周围捆绑四个助推火箭, 每个长 15.4m , 直径 0.25m . 起飞总重量 460t, 推力 5952kN (约 600t), 助推时间为 125s. 美国“土星”5 号火箭就更可观了, 它的零部件达 500 万个, 参加研制的公司多达 8000 家. 仅火箭本身就有 85m 长, 直径 10m , 全长高达 110m , 足有 36 层楼高, 起飞重量高达 3200t. 不难看出, 没有高超的科技水平, 没有强大的工业基础, 要实现空间科学技术的发展是不可能的.

专论 2 人造卫星的运行

依靠火箭将卫星送入预定轨道,绕地球运行,即为人造地球卫星.从运载火箭第一级点火(即起飞)到末级火箭熄灭(即到达入轨点),其间的运动轨迹称为发射轨迹,也就是运载火箭的弹道;入轨后到结束轨道寿命,或到返回航天器的制动火箭点火点,其间航天器的飞行轨迹称为运行轨道;对于回收卫星或载人航天器,从制动火箭点火到再入舱降落到地球上,此过程中的飞行轨道,叫返回轨道.

一、轨道方程

在初步分析中,我们可认为卫星的运动只受地球的万有引力作用.我们知道,如果运动质点所受力的作用线始终通过某一定点,则称此力为有心力,而这个定点就叫力心.由于有心力 F 和质点的矢径 r 共线,故有 $M = r \times F = 0$,即作用在质点上的力矩始终等于零,因而,质点的角动量守恒.地球的引力属于有心力,据此知卫星运动的角动量

$$L = mr v_{\theta} = mr^2 \frac{d\theta}{dt} = L_0 (\text{常量}) \quad (2.1)$$

式中 v_{θ} 为速度的横向分量,即垂直于矢径方向上分量, L_0 为入轨点的角动量,它取决于入轨时的初始条件.

由于万有引力是保守力,所以卫星运动中机械能守恒.以无限远处为势能零点,则有

$$E = \frac{1}{2} m v^2 - G \frac{Mm}{r} = E_0 (\text{常量}) \quad (2.2)$$

在以地心为原点的极坐标系中, $v^2 = v_r^2 + v_{\theta}^2 = \left(\frac{dr}{dt}\right)^2 + \left(r \frac{d\theta}{dt}\right)^2$, 于是上式可写成

$$E = \frac{1}{2} m \left[\left(\frac{dr}{dt}\right)^2 + \left(r \frac{d\theta}{dt}\right)^2 \right] - G \frac{Mm}{r} = E_0 (\text{常量}) \quad (2.3)$$

式中 E_0 为入轨点卫星的总机械能,它也是由入轨时卫星的初始状态确定.常量 L_0 和 E_0 与卫星入轨点时的速度和距地高度有关.

将(2.1)和(2.2)式联列消去时间 t ,就能得到 r 和 θ 的关系即卫星的轨道方程.利用

$$\frac{dr}{dt} = \frac{dr}{d\theta} \frac{d\theta}{dt} = \frac{L_0}{mr^2} \frac{dr}{d\theta}$$

后面一步利用了(2.1)式.再代入(2.3)式,整理后得出

$$\frac{dr}{d\theta} = \sqrt{\frac{2}{m} \left(E_0 + G \frac{Mm}{r} \right) \left(\frac{mr^2}{L_0} \right)^2 - r^2} = \frac{r}{L_0} \sqrt{2E_0 mr^2 + 2GMm^2 r - L_0^2} \quad (2.4)$$

分离变量后积分,其结果为

$$\theta - \theta_0 = \sin^{-1} \left[\frac{GMm^2 r - L_0^2}{r \sqrt{m^4 G^2 M^2 + 2mE_0 L_0^2}} \right] \quad (2.5)$$

由上式解出 r

$$r = \frac{L_0^2/GMm^2}{1 - \sqrt{1 + (2E_0L_0^2/G^2M^2m^3)\sin(\theta - \theta_0)}} \quad (2.6)$$

$$\text{令 } p = L_0^2/GMm^2, \quad e = \sqrt{1 + \frac{2E_0L_0^2}{G^2M^2m^3}} \quad (2.7)$$

同时, 为方便, 可假设起始时极角 $\theta_0 = \pi/2$, 于是(2.6)式可写为

$$r = \frac{p}{1 + e\cos\theta} \quad (2.8)$$

这就是用极坐标表达的卫星轨道方程. 显然, 它是以地心为一个焦点的圆锥曲线的一般方程, p 为曲线的焦点参数, e 为其偏心率.

二、运行轨道

由轨道方程(2.8)可知, 在引力作用下, 卫星的轨道是以地心为焦点的圆锥曲线. $\theta = 0$ 时 r 取最小, 卫星处于近地点. 偏心率 e 的数值决定圆锥曲线的类型: $e > 1$ 为双曲线; $e = 1$ 为抛物线; $e < 1$ 为椭圆. 从(2.7)式可以看出, $e > 1$ 、 $e = 1$ 或 $e < 1$, 分别对应于卫星机械能 E 大于零、等于零或小于零情况. 于是有:

若 $E_0 > 0$, 则 $e > 1$, 轨道为双曲线; 若 $E_0 = 0$, 则 $e = 1$, 轨道为抛物线; 若 $E_0 < 0$, 则 $e < 1$, 轨道一般为椭圆. 其中若 $E_0 = G^2M^2m^3/2L_0^2$, 则 $e = 0$, 即 $r = p$ (常量), 轨道为圆形. 图 2-1 所示为卫星各种可能的轨道.

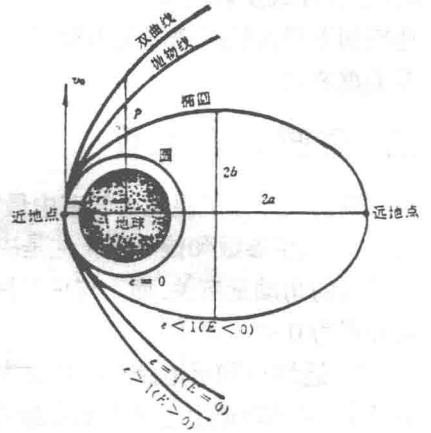


图 2-1 人造卫星运行轨道

由(2.3)式可知, $E < 0$, 表明卫星所具有的初动能值小于卫星的引力势能的绝对值, 这说明卫星所具有初动能不足以克服地球引力做功而达到无限远处, 即不能摆脱地球引力的束缚. 因此, 只能在有限的空间范围内沿椭圆形轨道绕地球运动, 成为地球的一颗卫星. 若 $E \geq 0$, 表明卫星的初动能大于或等于入轨处卫星的引力势能的绝对值. 因而卫星具有足够的动能可以克服地球引力, 逃离地球的引力范围, 飞向无限远处而不再回来.

如果卫星入轨时高度一定即 r_0 给定了, 则总机械能的数值就完全取决于卫星进入轨道时的速度 v_0 , 因而轨道的类型也完全决定于初速度的大小和方向. 要使卫星进入圆形轨道, 必须同时满足两个条件, 第一是初速度方向垂直于入轨点处矢径方向即平行于当地的地平线; 第二是速度的大小必须为一个确定的值称为当地环绕速度. 由 $E_0 = G^2M^2m^3/2L_0^2$ 并代入 $E_0 = mv_0^2/2 - GMm/r_0$ 和 $L_0 = mv_0r_0$ 关系, 便可得到 r_0 高度处环绕速度的大小为 $v_0 = \sqrt{GM/r_0}$.

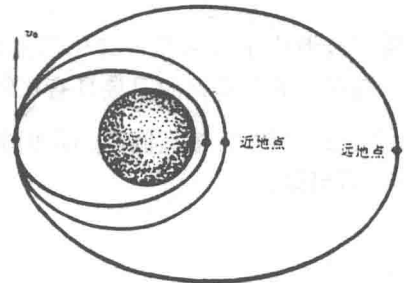


图 2-2 入轨速度方向平行于当地地平线

如果入轨速度大于环绕速度, 则入轨点就成为椭圆轨道的近地点; 入轨速度越比环绕速度大, 则远地点就越远, 轨道就越扁; 如果继续增大入轨速度, 轨道就可能转为抛物线或双曲线了. 如果入轨速度小于环绕速度, 则入轨点将成为

椭圆轨道的远地点；入轨速度越小，则近地点的高度就越低，一旦低于 110~120km，卫星便进入较稠密的大气层，将导致发射失败。参见图 2-2 所示。如果入轨速度大小等于当地环绕速度，而入轨速度方向不平行于当地地平线，卫星轨道也不可能是圆形，而是椭圆形。此时，入轨点即不是近地点，也不是远地点，近地点的高度比入轨点高度低。速度方向偏差越大，近地点就越低。当低于 110~120km 以下时，也会导致发射失败。参见图 2-3。由此可见，精确地控制卫星入轨时速度大小和方向，对于卫星发射是至关重要的。

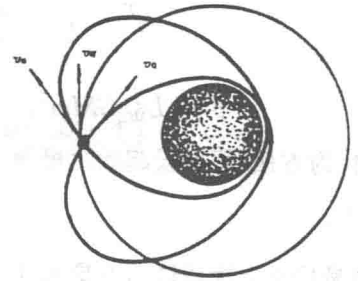


图 2-3 入轨速率等于当地环绕速率

三、椭圆轨道参数

椭圆轨道是卫星运行轨道中最常见的，也是最重要的一种。它有如下参数：

1. **焦点参数和偏心率** 这是决定卫星轨道形状的两个基本参数。由(2.7)式可知， p 只与卫星的角动量有关，而 e 与总机械能有关，它们都由初始状态 (v_0 和 r_0) 决定。椭圆轨道的偏心率为 $0 < e < 1$ 。

2. **近地点和远地点** 由轨道方程(2.8)式可知，当 $\theta = 0$ 时 $\cos\theta = 1$ ，卫星距地心的距离最小。椭圆轨道上卫星距地心最近的点，叫近地点，近地点与地心的距离为

$$r_{min} = \frac{p}{1+e} \quad (2.9)$$

当 $\theta = \pi$ 时， $\cos\theta = -1$ ，卫星距地心距离最大，椭圆轨道上这一点称为远地点，它与地心间距离为

$$r_{max} = \frac{p}{1-e} \quad (2.10)$$

3. **长半轴和短半轴** 从图 2-1 中可以看出，椭圆的长轴

$$2a = r_{max} + r_{min} = \frac{p}{1-e} + \frac{p}{1+e} = \frac{2p}{1-e^2} \quad (2.11)$$

将(2.7)式中的 p 及 e 之值代入上式得到

$$2a = -\frac{GMm}{E_0} = \frac{GMm}{|E_0|} \quad (2.12)$$

由于椭圆长半轴 a 只与卫星的总能量 E 有关，而与角动量无关。因此，在长轴相等、而短轴不同的椭圆轨道上运行的卫星具有相等的机械能。卫星的能量越大，即 $|E|$ 越小，则长半轴越长，即远地点越远。根据椭圆的几何关系，短半轴 $b = a\sqrt{1-e^2}$ ，将(2.7)式和(2.12)式代入后，便可得到

$$b = \frac{L_0}{\sqrt{2m|E|}} \quad (2.13)$$

可见，短半轴与角动量有关。

4. **运行周期** 卫星在 dt 时间内扫过的面积为 $dA = (r^2/2)d\theta$ ，所以有

$$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2}r^2 \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{2}r^2\omega$$

又依角动量表达式(2.1)知,

$$L = mr^2\omega$$

于是
$$\frac{dA}{dt} = \frac{L_0}{2m} (\text{常数}) \quad (2.14)$$

实际上,这是开普勒第二定律的结果.对时间积分后便可得出 $A = L_0 T/2m$,式中 T 为卫星的运行周期.将椭圆面积 $A = \pi ab$ 代入,得

$$T = \frac{2\pi mab}{L_0} \quad (2.15)$$

再代入(2.12)和(2.13)两式,最后便可得到周期公式

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{GM}} a^{3/2} \quad (2.16)$$

可见
$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{GM} (\text{常数}) \quad (2.17)$$

这是开普勒第三定律的内容.只要长轴相同,其运行周期就相等,而与轨道的偏心率无关.

我国第一颗人造卫星的质量 $m = 173\text{kg}$,近地点距地高度 $h_{min} = 439 \times 10^3\text{m}$,远地点高度 $h_{max} = 2384 \times 10^3\text{m}$.由(2.12)式可以计算出卫星的总能量

$$E = -\frac{GMm}{2a} = -\frac{GMm}{r_{min} + r_{max}} = -\frac{GMm}{(h_{min} + R) + (h_{max} + R)} = -4.44 \times 10^9\text{J}$$

卫星的运行周期

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{GM}} a^{3/2} = \frac{2\pi ma}{\sqrt{2m|E|}} = \frac{\pi m(r_{max} + r_{min})}{\sqrt{2m|E|}} = 6.85 \times 10^3\text{s} = 114\text{min}$$

这与我国公布的周期值(112min)很接近.

5. 卫星的速度 椭圆轨道上卫星的速度是变化的,近地点速度最大,远地点速度最小.由能量守恒及(2.12)式可得出椭圆轨道任一点处卫星的速度

$$v = \sqrt{GM\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)} \quad (2.18)$$

可见,卫星距地越远,则速度愈小.

应该指出,上述讨论仅考虑卫星只受到地球引力作用,且把地球引力视为地心处质点引力来处理,而实际情况要复杂得多.因而卫星实际轨道要有偏离,通常称为“轨道摄动”,其中有地球形状摄动,是由于地球本身不是一个完全球体,而是扁平梨形引起;有大气阻力摄动、日月引力摄动、太阳光压摄动.此外,还有潮汐力、电磁效应、广义相对论效应、地球赤道效应以及卫星自身发出的扰动力(如姿态控制的喷气推力)等因素引起的摄动等.有些摄动可在确定初轨时考虑,但有的摄动要由运载火箭的精确制导来加以消除.

四、同步卫星的发射

1957年,苏联成功地发射了第一颗人造地球卫星,使卫星通讯(即在某地将信号发向卫星,然后再由卫星转发世界其它地区)及其它应用由设想进入了实验阶段.以后美国等其它国家也都成功地发射了地球卫星.我国的第一颗人造地球卫星是在1969年成功地发射的.由于这些早期卫星都是在离地面不高的地方以相对于地面较大的速度运行,所以不能利用它们进行远距离连续长时间的通讯.

早在 1945 年,一位英国科学家克拉克就曾在一篇科学幻想小说中设想把卫星发射到 36000km 高空,使它相对地面静止.这种卫星就叫地球同步卫星.如果在赤道上空每隔 120° 各相对固定这样一颗卫星,有三颗这样的卫星,就能实现全球 24 小时通讯(图 2-4).20 多年之后,这个设想实现了.1964 年美国成功地发射了一颗定点在赤道上空的同步卫星.我国也于 1984 年 4 月 8 日 19 时 20 分首次发射试验通信卫星成功,并在 4 月 16 日 18 时 27 分 57 秒成功地使它定点于东经 125 度的赤道上空.目前已有几十颗同步卫星在赤道上空运行,全球的电视传播就是靠这些卫星实现的.

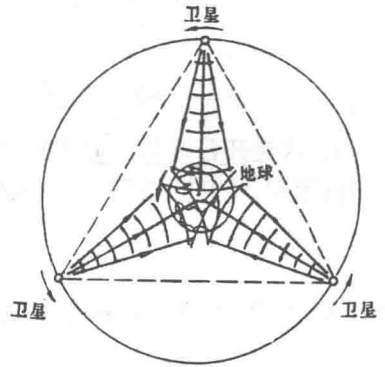


图 2-4 同步卫星示意图

同步卫星的发射成功是近代尖端科学技术的伟大成就之一.同步卫星是利用运载火箭发射的,为了节省发射能量,在卫星进入同步轨道前,总是使它先经过若干中间轨道.目前发射的同步卫星一般用一个中间轨道,也有用两个或三个中间轨道的.

用一个中间轨道的同步卫星发射过程大致如下.如图 2-5 所示,运载火箭点火后,就带着卫星离开地面.先是进入停泊轨道依惯性飞行,在这一轨道上运行不久,火箭就把卫星推上一个大的椭圆轨道.这一轨道叫霍曼轨道(即转移轨道),其远地点和近地点均在赤道平面上,而且在远地点和同步轨道相交.在霍曼轨道上运行几周后,当卫星经过远地点时,其上的远地点发动机点火,改变卫星的航向,使之进入地球赤道平面,同时增大卫星速度,使之达到同步运行速度(3.07km/s).但是由于远地点发动机各种工程参数的偏差,卫星不能一下子就进入对地球静止的同步轨道,而是在这种轨道附近漂移.此后还需要通过遥控调整,使卫

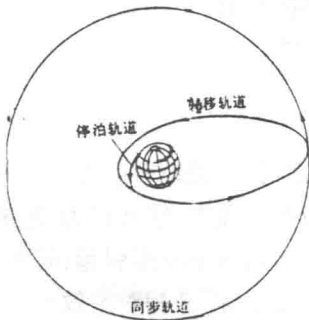


图 2.5 同步卫星发射轨道示意图(1)

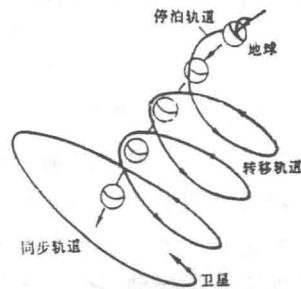


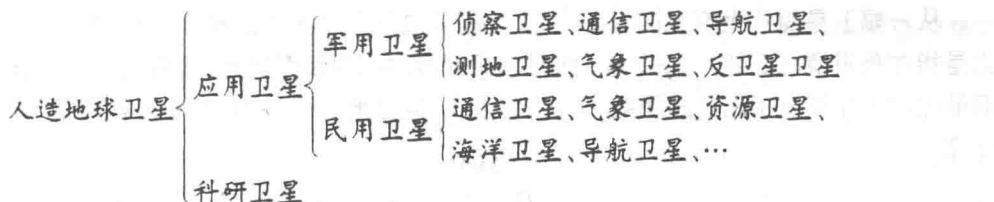
图 2.6 同步卫星发射轨道示意图(2)

星定点于赤道上空某处.

五、卫星的分类及其应用

(一) 卫星的分类

人造地球卫星大体上可以分为科研卫星和应用卫星两大类.



军用卫星已成为军队作战的重要“耳目”，构成了现代武器系统中不可缺少的组成部分，并且正在现代战争和军事活动中发挥着重要作用。

(二) 卫星的应用

观察 在卫星上装上各种观察设备，就可向下对地球进行观察，向上对宇宙空间进行观察。这就相应发展了军事侦察、气象观测、资源勘测、天文观察卫星等。

通信 利用地球同步轨道卫星(静止卫星)做为中继站进行通信是非常方便的。

定位 航海、航空、行军都需要掌握舰船、飞机、导弹、大炮具体的精确位置。利用卫星进行定位既简便又精确，对航空、航海、行军打仗是十分有用的。

1. 侦察卫星

利用卫星进行军事侦察使现代侦察技术发生了重大突破，并把战略侦察提高到了一个水平。中东战争、前苏联入侵阿富汗、英阿马岛战争及海湾危机期间，美苏都发射了大量的侦察卫星进行监视侦察。当今，任何重大的地面目标和军事行动，要想躲过侦察卫星的侦察是很困难的。在军用卫星中，数量最多、应用最广的是侦察卫星，主要包括照相侦察卫星、电子侦察卫星、导弹预警卫星和海洋监视卫星。美国和前苏联 70% 以上的战略情报是通过卫星侦察获得的。侦察卫星具有以下优点：

轨道高、视野大、侦察范围广 侦察卫星拍摄一幅照片，能覆盖几千甚至上万平方公里的地面，相当于几十至上百幅航空照片。一颗运行在 500km 高轨道上的电子侦察卫星，最大可覆盖方圆两千多公里的地域。一颗与地球同步的导弹预警卫星可监视占地球总面积 40% 的区域。

速度快、获取情报即时 运行在低轨道的照相侦察卫星，每天可绕地球飞行 16 圈，能很快飞往欲侦察的地区上空。如果适当选择卫星的轨道参数，并恰当地利用地球自西向东不停转动的特点，就可实现全球的监视，几天之内即可普查一遍。对重要目标还可反复侦察。若几颗卫星组网使用，可做到近实地侦察。在弹道导弹发射后 50~60s，导弹预警卫星就可探测到它，并能在 1min 内把预警信息传回到地面。

限制少 目前，宇宙空间不受国界限制，无侵犯领空之争，可“合法”地进行空中侦察。另外在现代战争战场范围广、情况变化快、地面防空火力强的情况下，其他侦察手段均受到一定限制，而侦察卫星却畅行无阻。

寿命长 卫星在空间飞行无动力，因此可以长时间连续工作，少则几天，多则几年。

(1) 照相侦察卫星

照相侦察卫星在高度、速度、视野方面比航空摄影优越，而且卫星运行中没有振动。可以从数百公里高度摄取大面积清晰的地面照片，在战略侦察中具有独特的作用。侦察卫星的照片，可以通过两种方式送回地面：一种是直接回收，把卫星所拍的照片密封装入回收舱，直接送回地面冲洗判读；另一种方式是无线电传输，即在卫星上把侦察照片自动冲洗出来，然后把底片上的目标图象转换成电信号，以无线电波形式发给地面，再还原为目标图象。

从一幅卫星照片上究竟能看到什么,主要取决于卫星照片的地面分辨力.所谓地面分辨力是指在极限情况下照片上每一条线对的宽度所对应的地面尺寸.通俗地讲,可以理解为在卫星照片上能够显示出的地面最小目标的大小.卫星地面分辨力 S 的数值可近似地由下式计算

$$S = \frac{H}{F} \cdot \frac{1}{R \times 1000} (\text{m})$$

式中 H 为卫星轨道高度(m); F 为相机焦距(m); R 为照相系统分辨力(线对/mm).例如,美国“大鸟”卫星的照相高度是 160km,相机焦距为 2.44m,分辨力 R 为 180 线对/mm,代入上式,可以求得地面分辨力为 0.364m.

要识别目标,需要看清目标的特征,包括形状、大小、位置、活动等.大量判读实践表明,在一般情况下,只有当目标的长、宽尺寸均相当于地面分辨力的 5~7 倍时,才有可能被识别.在地面分辨力为 0.3m 的卫星照片上,只有当目标的尺寸在 1.5~2m 以上时,才可能看清其细部特征.由此可知,当地面分辨力小于 1m 时,就有可能识别坦克、各类牵引车辆、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.

(2) 电子侦察卫星

如果把照相侦察卫星比作天上的“眼睛”,那么电子侦察卫星就是太空中的“耳朵”.它能截获别国各种军用无线电设备发出的电磁信号,实施电子侦察:获取有关敌方预警、防空和反导雷达的信号特征及其位置数据,为战略轰炸机弹道导弹的突防和实施有效的电子干扰提供数据;截获战略导弹试验的遥测信号,借以了解导弹核武器的发展情况;探测军用电台的位置,窃听通信信号.卫星将截获的情报数据和资料,首先记录在磁带上或贮存在计算机内,然后当卫星飞往自己地面站上空时,再将这些信号发回地面,据以确定敌方雷达和电台的性能参数和位置.一旦战争爆发,可对敌方电子部队和设备进行干扰、破坏或实施打击.

电子侦察卫星轨道一般选在 300~1000km 之间,这是考虑到轨道高度低了会缩短寿命,轨道高了会影响侦察灵敏度.一般运行周期为 90~105min,侦察半径 2000~3000km 的地面范围,经过一个地点上空的时间在 10min 以上.为连续监察某一地区,往往采取多颗卫星组网的方法,以弥补侦察“空白”.1973 年中东战争期间,美国的电子侦察卫星窃听到埃及空军驾驶员与地面指挥官之间的谈话,从而掌握了埃及空军的许多绝密情报.在 1991 年的海湾战争中,正是由于电子侦察卫星掌握了大量有关伊拉克的情况,才使美军在开战之前和空袭过程中有的放矢地实施电子干扰,成功地压制了伊拉克防空雷达系统,有效地扰乱了对方的指挥通信,从而保证了美军首次空袭的突然性,并取得很大战果.全部空袭飞机均安全返航,并在以后持续一个多月的大规模空袭中保持了极低的飞机损失率.

电子侦察卫星也有弱点:在当地雷达或电台过多、电子信号过密时,难以从中筛选出有用的信号;易受干扰和假信号欺骗;因卫星飞过某地上空的时间有限,如电台和雷达停机则无法收到信号等.可见,电子侦察卫星还需改进.

(3) 导弹预警卫星

导弹预警卫星一般在静止轨道上,也有的在 12h 周期的大椭圆轨道上运行,还可以在高达 10^5 km 的轨道上运行.美国的导弹预警卫星在地球同步轨道上运行,前苏联的预警卫星采用 12h 周期的大椭圆轨道.导弹预警卫星上装有红外传感器,它可以在导弹发射后 90s 内捕捉到导弹尾焰并确定其位置,从而取得了较多的预警时间.先进的导弹预警卫星上还有一

种由许多光敏元件和微电子线路组成“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弹道导弹,而且还能发现飞机和飞航式导弹那样的小目标.

美国在1971年建立了完整的导弹预警系统,该系统保持有3颗预警卫星在地球同步轨道上运行.现在服役的是美国第二、第三代导弹预警卫星.一般情况下,美国在地球同步轨道上保持有五颗卫星,其中3颗工作,2颗备用.3颗工作卫星分别定位于东经 60° 、西经 70° 和西经 134° 赤道上空,组成的预警网覆盖前苏联和我国的所有陆地发射场,也可覆盖现有导弹射程内的全部海域.在海湾战争中,美国在1990年11月增设了一颗更先进的导弹预警卫星,1990年12月又将原定位于太平洋上空的一颗导弹预警卫星调到中东地区上空,专门监视伊拉克导弹的发射.

(4) 海洋监视卫星

海洋监视卫星主要用来探测、跟踪海上的舰船、潜艇和飞机的活动情况,有时也可提供舰船之间、舰岸之间的通信.前苏联发展海洋监视卫星较早,现使用的有雷达型和电子窃听型卫星.在1982年英阿马岛冲突中,前苏联接连发射几颗海洋监视卫星,把有关情报提供给阿根廷军队,在阿军击沉英“谢菲尔德号”驱逐舰的作战中发挥了作用.

2. 通信卫星

以卫星作为中继站而进行的无线电通信称为卫星通信,用作微波中继站的卫星称为通信卫星.它的任务就是将某一方需要传递的信息(如语言、文字、图像、数据等),通过地面站发给通信卫星,卫星上的接收设备接收到这些信息,进行放大或变频编码等处理,转发给另一地面站,然后再传送到用户.目前我国大量使用的通信方式是地面微波中继通信,也叫微波接力通信.微波中继通信在陆地上广泛使用,通信质量较有线通信高,通信距离远,但受天线高度和中继站数目的严格限制,每隔50km左右要设一个中继站,需用大量设备和人力,也会产生信号延迟、失真及噪声积累等,且不能越过大海.使用卫星通信可以克服这些不足,使现代通信前进了一大步.卫星通信有以下优点:

覆盖范围大、通信距离远 一颗同步通信卫星的微波束,可覆盖地球表面的40%,能供相距17000km的两地面站直接通信(图2-7).

通信容量大 一颗卫星的容量可达千路至上万路电话,并可传输高分辨力的照片和其他信息.

传输质量高 卫星通信不受地形、地物(如丘陵、沙漠、丛林、沼泽、海洋)等自然条件影响,且不易受自然或人为干扰以及通信距离变化的影响,通信稳定可靠.

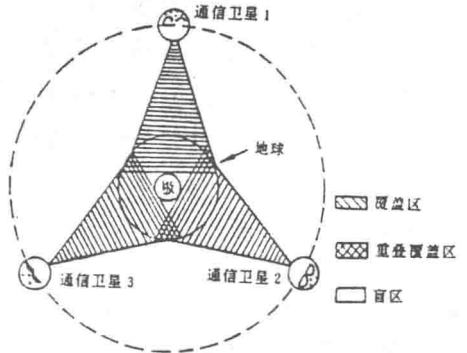


图2-7 三颗同步卫星实现全球通信

此外,还具有机动性好,生存能力强等.

卫星通信的不足之处在于:同步卫星通信在南北极地区为盲区,在高纬度地区通信效果不好,卫星的发射与控制技术比较复杂.在春分和秋分前后数日内,因太阳干扰过强,每天有几分钟的中断;保密性差.

通信卫星常用的轨道有:(1)运行在同步轨道上,它在赤道上空35780km,以 $3.07\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$ 的速度自西向东运行.多数通信卫星采用这一轨道.(2)运行在大椭圆轨道上.前苏联处