



军队“2110”工程三期建设教材

弹道与轨道力学基础

DANDAO YU GUIDAO LIXUE JICHU

雷 刚 © 编著



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



军队“2110”工程三期建设教材

弹道与轨道力学基础

雷 刚 编著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书系统地介绍了导弹飞行力学和卫星轨道力学的相关理论基础,包括时间与坐标系统、导弹力学环境、导弹运动方程、航天器基本轨道及其建立与确定、高精度轨道预报与改进、天地一体化技术的空间集合基础和常用卫星轨道。全书内容丰富、理论体系严谨,物理图像清晰并配以生动形象的插图加以说明,同时对一些可用于工程实践的常用算法进行了高度的概括和归纳,并对重点、难点内容加以详尽地解释与说明。

本书可作为高等院校相关专业的本科生教材,也可作为相关专业研究生的教学参考书和从事航天器设计、研究、研制等科研人员的参考资料。

图书在版编目(CIP)数据

弹道与轨道力学基础 / 雷刚编著. -- 北京 : 北京
航空航天大学出版社, 2016.1

ISBN 978-7-5124-2042-7

I. ① 弹… II. ① 雷… III. ① 导弹弹道—弹道学—高等
学校—教材②卫星轨道—轨道力学—高等学校—教材

IV. ① TJ013② V412.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 009376 号

版权所有,侵权必究。

弹道与轨道力学基础

雷 刚 编著

责任编辑 蔡喆 张艳学

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱:goodtextbook@126.com 邮购电话:(010)82316936

北京时代华都印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×1 092 1/16 印张:8.5 字数:218 千字

2016 年 4 月第 1 版 2016 年 4 月第 1 次印刷 印数:1 500 册

ISBN 978-7-5124-2042-7 定价:28.00 元

前 言

根据空间工程专业教学设计要求,为满足加强本科生航天专业基础知识教学的需要,火箭军工程大学开设了“轨道力学基础”课程,目的是为导弹轨道设计、卫星轨道设计、航天器动力学控制等的教学和科研工作奠定基础,由于现有公开出版教材中尚无一本完全适合该课程的教学需要,因此,编者从课程教学的需要出发,参考了有关教材、专著等资料,于2012年编写了教材《轨道力学基础》。经过几轮的教学实践,现对此教材的部分内容进行修订后编成本书。

全书由导弹飞行力学和卫星轨道力学两大部分组成,从理论基础的角度介绍了导弹弹道学与卫星轨道力学的基本原理。全书共分九章,包括时间与坐标系,导弹力学环境,导弹运动方程,航天器基本轨道,航天器轨道的建立与确定,高精度轨道预报与轨道改进,天地一体化技术的空间几何基础和常用卫星轨道,涵盖了导弹弹道力学的主要内容。

本书可作为空间工程专业、航天器控制专业和相关专业的本科生教材,也可作为相关专业研究生的教学参考书和从事航天器设计、研究和研制等科技人员的参考资料。

在本书的编写过程中,参阅和引用了部分弹道导弹动力学、航天器动力学领域的相关专著和学术论文的内容,在此向相关作者表示感谢。同时火箭军工程大学七系的领导和701教研室的同仁在编写过程中给予了很大的支持和帮助,在此表示衷心的感谢。

鉴于编者教学经验和编写水平有限,加之经验不足,书中可能存有不足或错误,恳请读者批评指正。

编 者

2016年1月于西安

目 录

第 1 章 绪 论	1
第 1 节 导弹弹道与卫星轨道	1
第 2 节 天体力学的基本概念	2
第 3 节 太阳系运动的基本情况	4
第 2 章 时间与坐标系统	6
第 1 节 时间系统	6
第 2 节 坐标系	8
第 3 节 坐标系转换	11
第 3 章 导弹力学环境	20
第 1 节 空气动力及其力矩	20
第 2 节 作用在导弹上的推力	29
第 3 节 地球引力	32
第 4 节 控制力和控制力矩	40
第 5 节 附加力和附加力矩	45
第 4 章 导弹运动方程	52
第 1 节 导弹质心运动和绕质心运动方程	52
第 2 节 导弹主动段运动方程组	54
第 3 节 主动段运动参数分析	65
第 4 节 自由飞行段的运动方程	69
第 5 节 简化的再入段运动方程	70
第 6 节 弹道计算	72
第 5 章 航天器基本轨道	76
第 1 节 二体问题	76
第 2 节 中心引力场中的运动	79
第 3 节 圆锥曲线轨道特性	81
第 6 章 航天器轨道的建立与确定	87
第 1 节 轨道的建立	87
第 2 节 轨道要素与入轨参数	88

第 3 节 航天器的轨道预报	90
第 4 节 航天器的轨道确定	91
第 7 章 高精度轨道预报与轨道改进	95
第 1 节 高精度轨道预报模型	95
第 2 节 轨道摄动	99
第 3 节 轨道改进	101
第 8 章 天地一体化的空间几何基础	108
第 1 节 星下点轨迹	108
第 2 节 卫星的对地覆盖区域	110
第 3 节 地面可见性分析	111
第 9 章 常用卫星轨道	113
第 1 节 太阳同步轨道	113
第 2 节 临界和冻结轨道	114
第 3 节 回归轨道	115
第 4 节 静止轨道	117
第 5 节 星座轨道	121
参考文献	127

第1章 绪论

飞行器的飞行可以分为航空、航天和航宇三种不同的类型。飞行器在地球大气层内飞行的称为航空,例如常见的飞机、直升机、热气球等;在地球大气层外,太阳系引力影响范围内的飞行称为航天,例如卫星、月球探测器、火星探测器等;飞出太阳系引力影响范围,进入宇宙空间的飞行称为航宇。当前世界科学技术的发展,已经能够比较成功地进行航空和航天,但尚未进行航宇。

这些飞行器的飞行轨迹。在航空飞行中称为航迹,在航天飞行中,对于卫星来说称为轨道,对于导弹来说,称为弹道。在此,将所有飞行器的飞行轨迹广义地称为轨道,并分析它们所受的力并建立运动方程,从而构建其飞行轨道。本书主要介绍导弹弹道和卫星的轨道。

第1节 导弹弹道与卫星轨道

一、导弹弹道

导弹是一种飞行武器,它依靠制导系统来控制其飞行轨迹,目的是把高爆弹头或核弹头送到打击目标附近引爆,并摧毁目标。

弹道导弹根据其在飞行过程中的受力情况,通常可以将其飞行段分为以下几个阶段:主动段、自由段和再入段。下面以远程弹道导弹为例分别介绍各飞行阶段的特点。

① 主动段:从导弹离开发射台到主发动机关机的一段弹道,因为在这一飞行段中发动机一直工作,故称为主动段,或称动力飞行段。该段的特点就是发动机和控制系统一直在工作,作用在弹道上的主要有地球引力、发动机推力、空气动力、控制力以及它们产生的力矩。导弹的主发动机点火工作,在其提供的推力超过导弹所受的重力后,导弹起飞并在控制系统作用下进行程序转弯,并指向目标点。随着时间的增加,导弹的飞行速度、飞行高度和行程均增大,而速度和发射点处地平线的夹角逐渐减小。当主发动机关机时,亦即主动段终点时,导弹的速度约为 $7\,000\text{ m/s}$,主动段终点离地面的高度约为 200 km ,离发射点的水平距离约为 700 km 。该段的飞行时间约为 $200\sim 300\text{ s}$ 。

② 自由段:远程导弹主动段终点的高度约为 200 km ,弹头由主动段终点飞行至再入点的一段为自由段。在这一段飞行过程中大部分时间是在稀薄的大气中进行,作用在弹头上的地球引力远大于空气动力,故可近似地将空气动力略去,即可认为弹头是在真空中飞行。自由段弹道可近似地看做是椭圆曲线的一部分,并且此段弹道的射程和飞行时间占全弹道的 $80\%\sim 90\%$ 以上。

③ 再入段:再入段就是弹头重新进入大气层后飞行的一段弹道。弹头高速进入大气层后,将受到巨大的空气动力作用,由于空气动力的作用远大于重力的影响,这既引起导弹强烈的气动加热,也使导弹作剧烈的减速运动。所以,弹头的再入段与自由段有着完全不同的特性。

在本书的第3章中,我们将给出弹道导弹所受的力学环境,在第4章中,将根据各段所受力的不同,分别建立各个飞行段的运动方程。

二、卫星轨道

航天器的轨道是空间任务的一个基本要素。当卫星的对地水平速度达到 7.9 km/s (第一宇宙速度),卫星就会脱离地球,绕地球运动,理论上是圆轨道。当卫星速度进一步增加,达到 11.2 km/s (第二宇宙速度),卫星就可以脱离地球引力,在太阳系飞行。速度进一步增加,达到 16.7 km/s (第三宇宙速度),卫星就可以脱离太阳系,在更广阔的宇宙空间飞行。

卫星轨道可以称不同的方式分类。

① 按轨道形状可分为:圆轨道、椭圆轨道、抛物线轨道和双曲线轨道。

② 按轨道高度可分为:

● 低轨卫星,可将轨道高度为 $200 \sim 1\,600 \text{ km}$ 的卫星称为低轨卫星。 $200 \sim 300 \text{ km}$ 之间有少量卫星目标;大部分的卫星集中在 $300 \sim 1\,600 \text{ km}$ 之间;由于 $1\,600 \text{ km}$ 以上区域处于电子环境恶劣的内范亚伦带,这一区域卫星目标寥寥无几。大部分的成像侦察卫星、电子侦察卫星、监视卫星、预警卫星、商业遥感卫星、低轨气象卫星和低轨通信卫星都属于低轨卫星。

● 中轨卫星,轨道高度 $2\,000 \sim 20\,000 \text{ km}$ 的卫星称为中轨卫星。我们所熟知的 GPS 导航卫星就属于中轨卫星。

● 高轨卫星,轨道高度在 $20\,000 \sim 36\,000 \text{ km}$ 的卫星称为高轨卫星。一般预警卫星和通信卫星都处于这一高度。

③ 按轨道运行方向可分为:

● 顺行轨道,将轨道倾角小于 90° 的卫星称为顺行轨道。目前世界上所发射的卫星,90% 以上的卫星轨道都属于这种轨道。

● 逆行轨道,轨道倾角大于 90° 的卫星轨道称为逆行轨道。要把卫星送入这种轨道运行,火箭必须朝西南方向发射,这样不仅无法利用地球自转的部分速度,而且还要付出额外的能量去克服地球自转,因此,除了太阳同步轨道外,一般不利用这种轨道。

第2节 天体力学的基本概念

一、天球的概念

天文学上为了与人们的直观感觉相适应,把天空假想成一个巨大的球面,这便是天球。天球的中心自然就是地球,它的半径无穷大。天球只是人们的一种假设,是一种“理想模型”,引入天球这一概念,只是为了确定天体位置等。

二、天赤道和天极

天文学上,确定天体位置的方法与地球表面非常相似,也是通过经纬坐标来实现。最常用且最重要的天球坐标系,就是赤道坐标系。

地球赤道所在平面与天球的交线是一个大圆,这个大圆称为“天赤道”,它就是赤道在天球上的投影;向南北两个方向无限延长地球自转轴所在的直线,与天球形成两个交点,分别叫做

北天极和南天极。天赤道和天极是天球赤道坐标系的基准。

三、黄道与黄道星座

太阳在天球上的“视运动”分为两种,即“周日视运动”和“周年视运动”。周日视运动即太阳每天的东升西落现象,这实质上是由于地球自转引起的一种视觉效果;周年视运动指的是地球公转所引起的太阳在星座之间“穿行”的现象。

天文学把太阳在天球上的“周年视运动”轨迹,称为黄道,也就是地球公转轨道面在天球上的投影。太阳在天球上沿着黄道一年转一圈,为了确定位置的方便,人们把黄道划分了十二等份(每份相当于 30°),每份用邻近的一个星座命名,这些星座就称为黄道星座或黄道十二宫。这样相当于把一年划分成了十二段,在每段时间里太阳进入一个星座。在西方,一个人出生时太阳正走到哪个星座,就说此人是这个星座的。

由于只有白天才能看到太阳,而这时是看不到星星的。所以太阳走到哪个星座,我们就恰好看不见这个星座。也就是说,在我们过生日时,恰恰看不到自己秘属的星座。

四、赤经和赤纬

在天球的赤道坐标系中,天体的位置根据规定用经纬度来表示,称作赤经(α)、赤纬(δ)。赤道和黄道是不重合的,二者间有 23.5° 左右的夹角(天文学称之为“黄赤交角”)。这样,天赤道和黄道就有了两个交点,而这两个交点在天球上是固定不变的。黄道自西向东从赤道以南穿到赤道以北的那个交点,在天文学中称之为春分点,把通过这一点的经线定为天球赤道坐标系经线的 0° 。与地球经度不同的是赤经不分东经、西经,它是从 0° 开始自西向东到 360° 。而且,它的单位事实上也不是“度”,而是时间的单位时、分、秒,范围是 $0\sim 24\text{ h}$ 。天球赤道坐标系的纬度规定与地球纬度类似,只是不称作“南纬”和“北纬”,天球赤纬以北纬为正,以南为负,如图1.1所示。

五、岁差的概念

由于地球的自转,地球就像是一个旋转的陀螺,而陀螺在转动时,它的轴并不是垂直于地面完全不动的,而且在微微晃动,这种现象在物理学上称为进动。地球也是这样,它的自转轴在天空中的方向是不断变化的,并不总是指向某一固定点,这在天文学上叫做岁差。

岁差的根源是地轴的旋进,如图1.2所示。地轴的旋进,是因为万有引力对一个均匀球体的合力总作用在它的质心上,但由于潮汐等诸多因素的影响,地球并不是理想的球体,其赤道部分稍有隆起,从而受到太阳和月球对它的外力矩。用刚体的动力学定理定量的计算地球的旋进,是一个很复杂的问题,但地球的旋进毕竟是一个事实,已为人类几千年长期的天文观测所证实。

地球的自转与黄道面法线并不一致,有 23.5° 的夹角,太阳对地球隆起的部分上各质元的引力是不同的。在冬季,太阳对地球部分A的引力 F_A 大于隆起部分B的引力 F_B ,两力对地球质心的合力矩不为零,而由纸面向外。在春、秋两季,此合力为零。力矩在一年中平均值由纸面向外,在此力矩的作用下,地球绕黄道面法向旋进,旋进角速度的方向与太阳绕地球转动的方向相反。计算表明,这种旋进的周期大约为26000年,这种旋进使春分点和秋分点(天球赤道与黄道的两交点)每年逆着太阳运转方向移动一定的角度,这就是回归年比恒星年略短的

缘故,形成岁差。

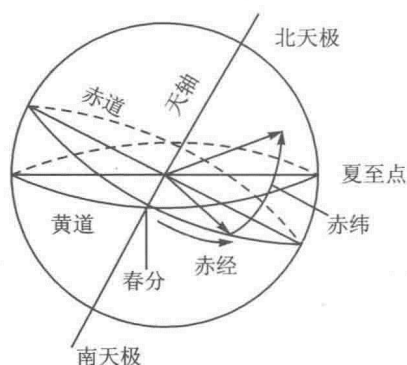


图 1.1 赤经与赤纬

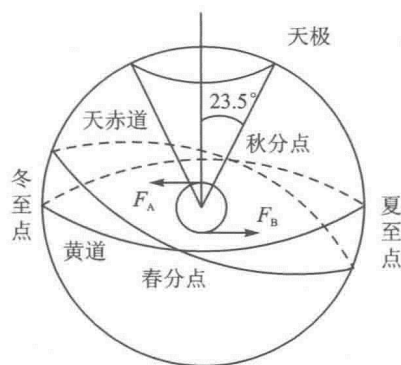


图 1.2 岁差示意图

六、星云与河外星系

宇宙空间很多区域并不是绝对的真空,在恒星际空间内充满着恒星际物质。恒星际物质的分布很不均匀,其中宇宙尘埃物质密度较大的区域(此密度仍然远远小于地球上的实验室真空),所观测到的是雾状斑点,称为星云。

星座介绍部分所涉及的星云类型主要有亮星云和暗星云两种。星云本身不能发光,所以亮星云其实是借助别人的力量才“发”光的。假如一片星云附近有一颗恒星,那这个星云就能反射恒星发出的光而现出光亮来,这就像月亮反射太阳光一样,这样的星云称之为反射星云;还有一类星云,在它们中间有一颗恒星,星云吸收恒星的紫外辐射,再把它转变为可见光发射出来,这样也能看见这个星云,这样的亮星云叫做发射星云。如果在星云附近和中央都没有恒星,那这个星云我们也就看不到,这样的星云称为暗星云。

河外星系(例如室女座和后发座的河外星系),指的是银河系之外的其他星系,通常简称为星系,它们都是与银河系属于同一级的庞大系统。河外星系一般用肉眼看不见,就是通过一般望远镜去观察,也还是一片雾气,跟星云简直一样。所以以前人们一直把它们也当作星云,称为河外星云。后来经过深入的研究,天文学家才发现二者完全是两码事:河外星云实际上是银河系类似的星系的内部成员,是由气体和尘埃组成的。因此,现在再也不用河外星云这个词了,而一律改称河外星系。

第3节 太阳系运动的基本情况

一、太阳系运动的基本情况

太阳系的范围极其辽阔。太阳距离地球约 1.496×10^8 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。八大行星按离太阳的距离,由近到远,依次是:水星、金星、地球、火星、木星、土星、天王星、海王星。

人类经过千百年的探索,到 16 世纪哥白尼建立日心说后才普遍认识到:地球是绕太阳公

转的行星之一,而包括地球在内的八大行星则构成了一个围绕太阳旋转的行星系——太阳系。行星本身一般不发光,以表面反射太阳光而发亮。在主要由恒星组成的天空背景上,行星有明显的相对移动。从行星起源于不同形态的物质出发,可以把八大行星分为三类:类地行星(包括水星、金星、地球、火星)、巨行星(木星、土星)及远日行星(天王星、海王星)。

行星环绕太阳的运动叫做公转,公转的路径叫做公转轨道。行星公转有以下几个特点。

① 近圆性:行星公转轨道都是一些偏心率不大的椭圆。

② 共面性:行星的公转轨道面几乎在同一个平面上。

③ 同向性:行星都是由西向东绕太阳运行的。

④ 行星绕太阳公转的周期有长有短。越接近太阳的行星公转周期越短,越远离太阳的行星公转周期越长。

了解以上四个特点是很有意义的。了解了第二个特点,就会懂得行星必然出没在黄道附近。了解了第三、第四个特点,就好理解行星视运动的特征。

水星、金星、火星、木星、土星,这五颗行星很早就被人类认识了。但天王星、海王星与冥王星的发现比较晚。1781年赫歇耳发现了天王星,1846年德国的伽勒找到了海王星,在这以前,法国的勒威耶和英国的亚当斯各自推算出了海王星的位置,冥王星直到1930年才由美国的汤博发现。但是在2006年8月24日,国际天文学民间联合会通过决议,冥王星被视为太阳的“矮行星”,不再被视为第九大行星。太阳系是否还存在其他更多的大行星,直到现在人们还在探索中。

二、春分与秋分

通过天球中心与地球公转轨道面平行的平面,称为黄道面。黄道面与天球相交的大圆称为黄道,即地球绕日公转轨道平面任意扩展,与天球相交而成的大圆称为黄道,黄道的极点,称为黄极,其中靠近北天极 P' 的那一点为北黄极 K ,靠近南天极 P' 的另一点则为南黄极 K' ,如图1.3所示。

黄道与天赤道的交角称为黄赤交角。目前这一角度为 23.5° (有一定的变幅)。由于这一交角的存在,黄道与天赤道有两个交点,即春分点 γ 和秋分点 Ω 。在北半球看起来,太阳沿黄道由南向北通过天赤道的交点为春分点,由北向南通过天赤道的点称为秋分点。即春分点是升交点,从此太阳光直射在北半球;秋分点是降交点,从此太阳光直射在南半球。而夏至点是黄道上的最北点,冬至点是黄道上的最南点,它们与二分点相距 90° 。

目前,太阳大致在每年的3月21日、6月21日、9月23日、12月22日的某一时刻运行至春分点、夏至点、秋分点和冬至点,其日子分别称春分日、夏至日、秋分日和冬至日,习惯上就简称为春分、夏至、秋分、冬至。

根据是否与观测者相关,可以把天球上的点与圈分为两类,即有地方性的和无地方性的。与观测地点有关的点(有地方性)包括:天顶、天底、四方点等;与观测地点无关的点包括:天极、黄极、二分点、二至点等。与观测地点有关的圈包括:地平圈、子午圈、卯酉圈等;与观测地点无关的圈包括:天赤道、黄道等。

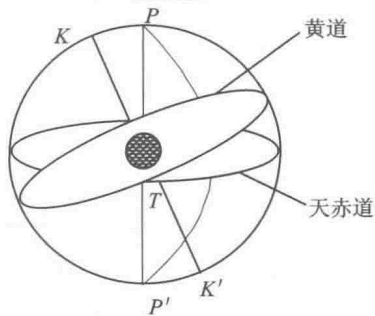


图 1.3 与观测者无关的天球

第 2 章 时间与坐标系统

航天器在空间的运动是相对某个参考方位的时间经历。相同的经历过程,对于不同的参考基准其位置变化和变化率(通常所谓的速度)不尽相同;相同的参考基准,对于不同基准的时间历程位置变化率亦不相同。时间和空间的参考系统是描述航天器运动状态的数学物理基础,只有正确地描述航天器的运动,才能确切得到其在力的作用下所产生的动力学现象。因此,需要有精确稳定的时间系统和方便准确的坐标系统。

第 1 节 时间系统

时间是物质运动过程的持续性和顺序性的表现,是物质存在的基本形式之一。测量时间的基本原理就是确定某种物质运动过程作为计量时间的基准。通常所说的时间计量,包含着不同的但又相互关联的两部分内容:一个是计量时间的间隔,即客观物质运动的两种不同状态经历了多少时间间隔;一个是确定时刻,即客观物质运动某种运动状态是哪个瞬间发生的。

作为时间计量基准的物质运动需要满足以下三个要求:

- ① 物质运动的规律是已知的,并且运动状态是可描述的;
- ② 物质运动的某一状态可作为计量时间的起始点;
- ③ 物质运动中的某一过程,可以作为时间计量基准。

由于建立时间计量系统所依据的物质运动不同,相继产生过多种计量时间的系统。根据所参照的物质运动的种类的不同可归结为三大类:以地球自转运动为基准建立的世界时;以行星公转运动为基准建立的历书时;以原子内部电子能级跃迁时辐射电磁波的振荡频率为基准建立的原子时。

一、世界时(Universal Time)

1. 恒星时(Sidereal Time)

恒星时是以地球自转为基础的,是由恒星(通常取春分点)周日视运动来确定的时间计量系统。恒星周日视运动两次经过测站天子午面的时间间隔称为一个恒星日,恒星日的 $1/24$ 为一个恒星小时。以 60 进制形成恒星分、恒星秒,恒星日、恒星时、恒星分、恒星秒统称为计量时间的恒星时单位。

2. 太阳时(Solar Time)

太阳中心连续两次到达同一子午圈的时间间隔称为真太阳日,真太阳日的 $1/24$ 为一个真太阳时(True Solar Time),同样以 60 进制形成真太阳分、真太阳秒。真太阳时的起始点是真正午,而人们习惯上把真子夜作为起始点,相差 12 h。为了和人们习惯一致,把真太阳起始点也改在真子夜,就是真太阳时在数值上等于真太阳的时角加上 12 h,如果时角大于 12 h,则把真太阳时减去 24 h。

由于太阳在黄道上运动,而黄道和赤道不重合以及太阳在黄道上运动的不均匀性,使得真

太阳日的长短不等。最长和最短的真太阳日相差达 51 s。取平均太阳运动(平太阳)构成的太阳时,称为平太阳时(Mean Solar Time),真太阳时和平太阳时之差称为时差,它的变化范围为 14min15s~16min25s,一年中有 4 次等于 0(以 2000 年为例)。

通常把格林尼治(Greenwich)平太阳时称为世界时,即格林尼治平太阳时加上 12 h。世界时和恒星时不是相互独立的时间系统。从 1956 年起,国际上把世界时分为三种:通过天文观测直接测定的世界时记为 UT0;加以地极位移引起子午圈变位修正得到的世界时记为 UT1;再用经验公式外推得到的地球自转速度变化的影响加以修正得到的较均匀的世界时记为 UT2。

二、历书时(Ephemeris Time)

由于地球旋转运动的不均匀性,以地球旋转周期为基准的世界时不宜作为时间系统基准,需要选取其他形式的运动作为时间基准。因此就产生了以太阳系内天体公转为基准的均匀时间系统——历书时,在 1960—1967 年是世界公认的计时标准。其定义为:时刻起算点是 1900 年初太阳几何平黄经为 $279^{\circ}41'48.04''$ 的瞬间,也就是 1900 年 1 月 0 日格林尼治平午的时刻作为历书时 1900 年 1 月 0 日 12 时。它的秒长取回归年秒长 $365.242\,198\,778 \times 86\,400 = 31\,556\,925.974\,7$ 的倒数。某一时刻的历书时可以通过对太阳、月亮或行星的观测来得到,而最有效的方法是观测月亮。

历书时是一种由牛顿力学定律确定的均匀时间,亦称为牛顿时。用运动方程中的时间变量为参数计算出天体的位置,通过观测太阳、月亮和行星的位置获得历书时。由于天体运动理论的缺陷及求解运动微分方程时由实测确定的积分常数包含测量误差,历书时作为一个均匀时间尺度而言其精度是不够的,且要得到这样的时间又很缓慢。因此 1967 年底计时标准转向原子时,它有更高的精度,而且可以随时获得。不过在这期间,历书时仍然作为一个天文常数被保留下来。直到 1984 年,历书时才被原子时完全代替。

三、国际原子时(International Atomic Time)

由于原子内部运动的稳定性比天体运动高得多,分布在不同轨道上绕原子核旋转的电子从一个轨道跃迁到另一个轨道上时,会放出(或吸收)具有固定振荡频率的电磁波。对某种元素的原子,它的电子在两条确定的轨道之间跃迁时,放出的电磁波的振荡频率总是一定的。这种用振荡频率建立起来的时间基准,称为原子时。1967 年 10 月第 13 届国际度量衡大会决定采用原子秒作为时间的基本单位,以铯原子 Cs^{133} 基态的两个超精细能级间在零磁场下 9 192 631 770 次跃迁所经历的时间为 1 s,称为国际单位秒。取 1958 年 1 月 1 日 0 时 UT2 为起点,相应的时间系统称为国际原子时。在初始历元时刻,原子时和世界时非常接近。1976 年第 16 届国际天文学联合会决定,从 1984 年起天文计算和历表上所用的时间单位,都以原子时秒为基础。

原子时虽然是秒长均匀、稳定度很高的时间系统,但它却与地球运动无关,而有很多问题却涉及计算地球的瞬时方向和位置,又需要世界时。因此,为了兼顾对原子时秒长和世界时刻两者的需要建立了一种折中的时间系统,称为协调世界时(UTC, Universal Time Coordinated System)。秒长与原子时秒长一致,在时刻上则要求尽量与世界时接近,差值保持在 0.9 s 以内。因两者时刻差距不很大,只需在每年的年中或年底对协调世界时的时刻作 1 s 的

调整即可,加上一秒叫正跳秒,取消一秒叫负跳秒,由国际时间局提前两个月公布。

第2节 坐标系

一、弹道导弹常用坐标系

在弹道学中,用到的坐标系比较多,但限于篇幅,只介绍发射坐标系、弹体坐标系、惯性坐标系、速度坐标系和轨迹坐标系等几种常用的坐标系以及它们之间的关系。

1. 发射坐标系 $[g](Oxyz)$

发射坐标系的坐标原点取于导弹发射点 O ; Oy 轴通过发射点的铅垂线,向上为正,其延长线过地球赤道平面交地轴于 O' 点,它与赤道平面的夹角 B_T ,称为天文纬度,而 Oy 轴所在的天文子午面与起始天文子午面(过英国格林尼治天文台的天文子午面)之间的二面角 λ_T ,称为发射点天文经度; Ox 轴与 Oy 轴垂直,且指向瞄准方向,它与发射点天文子午面正北方向构成的夹角 A_T ,称为天文瞄准方位角; Oz 轴与 Ox 、 Oy 轴构成右手直角坐标系(见图 2.1)。在弹道学理论中,常将 Oxy 平面称为射击平面,简称射面。

依据定义,显然这一坐标系为动坐标系。只有当不计地球旋转时,它才能成为惯性坐标系,或称初始发射坐标系。

由于真实地球近似为一椭球,因此发射坐标系 Oy 轴与发射点处的法线并不重合,只有在忽略垂线偏差时, Oy 轴才沿该点的法线方向。此外, Oy 轴的延长线也并不通过地心 O_e ,这是由于地球质量相对于包含发射点地心矢径在内的平面分布不对称和因地球旋转产生的牵连惯性力所引起的。

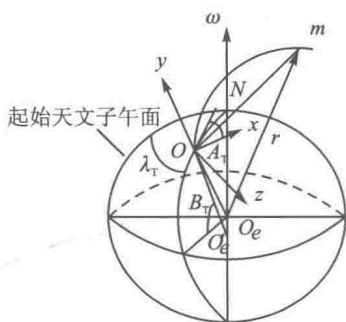


图 2.1 发射坐标系

2. 弹体坐标系 $[b](O_zx_1y_1z_1)$

为描述飞行导弹相对地球的运动姿态,引进一个固联于弹体且随导弹一起运动的直角坐标系 $O_zx_1y_1z_1$,该坐标系称为弹体坐标系。

坐标系原点取在导弹质心 O_z 上; O_zx_1 轴与弹体纵对称轴一致,指向弹头方向; O_zy_1 轴垂直于 O_zx_1 轴,且位于导弹纵对称面(即导弹发射瞬时与射击平面重合的平面)内,指向上方; O_zz_1 轴与 O_zx_1 、 O_zy_1 轴构成右手直角坐标系(见图 2.2)。

弹体坐标系的引入,不但方便地描述飞行导弹相对地球的运动姿态,而且由于发动机的推力方向和控制力的方向分别与弹体坐标系的 x_1 、 y_1 及 z_1 轴方向一致,因而用这个坐标系来描述推力和控制也是十分简便的。

由于弹道式导弹是垂直发射的,因而在发射时,必须对其进行发射定向工作。按照发射时导弹纵对称面须在射击平面内的要求,在发射瞬间,导弹纵轴 O_zx_1 必然与发射坐标系的 Oy 轴重合;而弹体坐标系的 O_zy_1 轴则应指向射击瞄准方向的反向;至于 O_zz_1 轴,则自然与 O_z 轴同向(见图 2.3)。

3. 惯性坐标系 $[a](Ox^ay^az^a)$

前已述及,研究导弹运动的规律一般是以发射坐标系作为基本参考系进行的,而导弹飞行加速度和姿态角,则是以固联于惯性平台上的惯性坐标系为基准进行测量的,因此建立惯性坐

标系与发射坐标系和弹体坐标系之间的关系,就显得非常必要了。

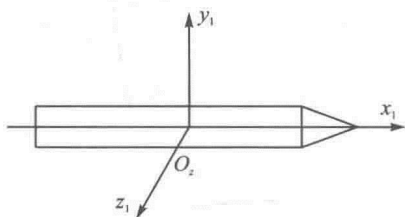


图 2.2 弹体坐标系

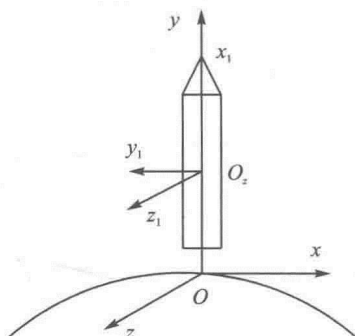


图 2.3 垂直发射时的弹体坐标系

惯性坐标系 $[\alpha]$ ($Ox^a y^a z^a$)是以惯性空间为参考而定义的坐标系。该坐标系在导弹起飞瞬时是与发射坐标系 $[g]$ 相重合的。导弹起飞以后,固联于地球上的发射坐标系随地球旋转而转动,而惯性坐标系之坐标轴却始终指向惯性空间的固定方向,即与固联于惯性空间的陀螺平台上的各坐标轴保持一致。因此,惯性坐标系也称初始发射坐标系或平台惯性坐标系,它的定义与发射坐标系的定义完全相同。

4. 速度坐标系 $[c]$ ($O_c x_c y_c z_c$)

导弹在飞行中,速度矢量 v 一般是一空间矢量。为确定该矢量在空间的方位及研究作用于导弹上的空气动力,需要引入以速度矢量 v 为参考的速度坐标系。

坐标系原点取在导弹质心 O_c ; $O_c x_c$ 轴与导弹速度矢量 v 一致; $O_c y_c$ 轴在导弹纵对称平面内,垂直于 $O_c x_c$ 轴,指向上方; $O_c z_c$ 与 $O_c x_c$ 、 $O_c y_c$ 轴构成右手直角坐标系(见图 2.4)。

5. 轨迹坐标系 $[e]$ ($O_e x_2 y_2 z_2$)

在研究导弹质心运动时,有时在轨迹坐标系中建立运动方程更为方便些,因此这里也有必要介绍一下轨迹坐标系。

轨迹坐标系亦称半速度坐标系。该坐标系的坐标原点仍取在导弹质心 O_c 上; $O_c x_2$ 轴与导弹速度矢 v 一致; $O_c y_2$ 轴位于射击平面 Ox_y 内,且垂直于 $O_c x_2$ 轴,指向上方; $O_c z_2$ 轴与 $O_c x_2$ 、 $O_c y_2$ 轴构成右手直角坐标系(见图 2.5)。

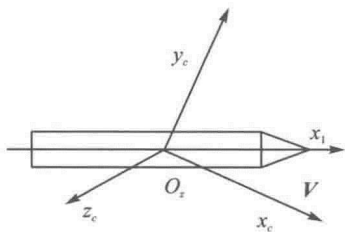


图 2.4 速度坐标系

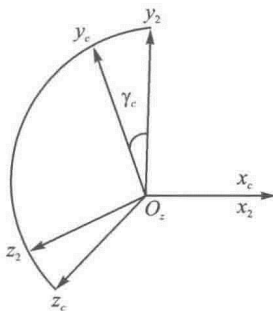


图 2.5 轨迹坐标系

二、航天器常用坐标系

坐标系对于描述航天器运动和运动的变化的准确性和方便性十分重要,是确定航天器运

动状态的基础。坐标系的选用合适与否决定了运动描述、运动分析和运动控制的难易程度。一类常用的坐标系是惯性坐标系(Inertial Coordinate System),因为航天器运动是根据牛顿运动定律在惯性坐标系中建立起来的。实际上理论的惯性坐标系是不存在的,实际应用的惯性坐标系都是不同精度的近似;另一类是与地球固联的坐标系,它对于描述航天器相对于地球的运动较为方便。此外,航天器常用坐标系还有以地面点为原点的地平坐标系和以航天器质心为原点的轨道坐标系、体坐标系和速度坐标系等。

天球(Coelosphere)是指以某点为中心、半径为任意长度的一个假想球体。通常把天体或航天器投影到天球的球面上,并利用相应的坐标系统来表达或研究物体的运动和它们之间的关系,并利用天球上的某些点和面(基圈)来建立坐标系。各种天球坐标系的区别只是在于基圈与坐标轴方向的选取方法不同而已。常用的有黄道坐标系(Ecliptic Coordinate System)、赤道坐标系(Equatorial Coordinate System)、地平坐标系(Horizontal Coordinate System)和轨道坐标系(Orbital Coordinate System)。

1. 黄道坐标系

基圈为黄道面的各种坐标系,如图 2.6 所示。

(1) 日心黄道坐标系

坐标原点 O_s 位于太阳的质心, $O_s x_s$ 轴指向春分点, $O_s z_s$ 轴垂直于黄道面,与地球公转同向, $O_s y_s$ 轴构成右手坐标系。

(2) 日心黄道球面坐标系

坐标原点 O_s 位于太阳的质心,点到 O_s 的距离为 M ,黄经为 β ,黄纬为 θ ,黄经 β 为黄道坐标系的经角,由春分点方向开始沿逆时针方向计算。黄纬 θ 为黄道坐标系的纬角,向北黄极为正,向南黄极为负。日心黄道直角坐标系与日心黄道球面坐标系之间可以很方便地进行转换。

2. 赤道坐标系

赤道坐标系的原点位于地球质心,随地球一起进行轨道运动。与地球固联的坐标系还随地球一起转动,如图 2.7 所示。

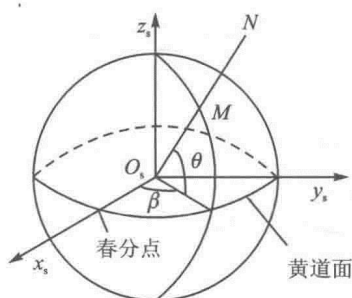


图 2.6 黄道坐标系

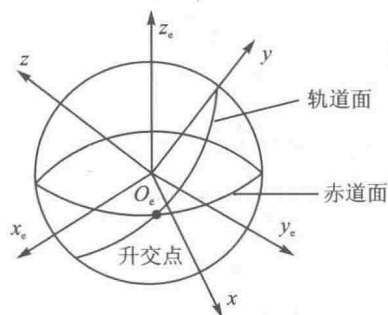


图 2.7 赤道坐标系

(1) 地心赤道坐标系

坐标原点 O_e 位于地球的质心, $O_e x_e$ 轴在赤道面内分别指向春分点、格林尼治子午面、升交点, $O_e z_e$ 与地球自转轴重合, $O_e y_e$ 轴在赤道面内构成右手系,其中 $O_e x_e$ 轴指向格林尼治子午面的坐标系是地球固联坐标系。

(2) 地心固联球面坐标系

坐标原点 O_e 位于地球的质心, 点到地心的距离为 r , 方位角为赤经 λ 和赤纬 φ 。此坐标系亦随地球转动。

(3) 地心固联椭球面坐标系(大地坐标系)

坐标原点 O_e 位于地球的质心, 以参考椭球面为基准面。空间点的位置用大地经度 L 、大地纬度 B 和大地高度 H 表示。参考椭球是一个形状、大小、位置和方向都已确定的椭球面, 该椭球面为与地球水平面吻合度最高的椭球面, 如图 2.8 所示。

过空间某点的椭球面法线与椭球赤道面的交角为大地纬度 B ; 包含该法线的大地子午面与起始大地子午面的二面角为该点的大地经度 L ; 沿法线至椭球面的距离为该点的大地高 H 。值得注意的是大地经纬度和天文经纬度是有差别的。

3. 地平坐标系

地平坐标系的纬角 A 称为地平纬度, 又称为地平高度, 从真地平圈向天顶方向度量。地平坐标系的经角 E 为方位角, 从正东点逆时针方向度量, 如图 2.9 所示。

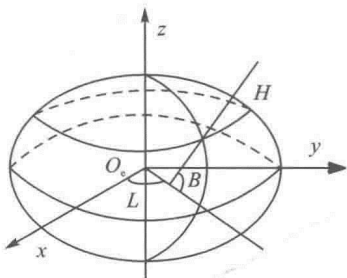


图 2.8 大地坐标系

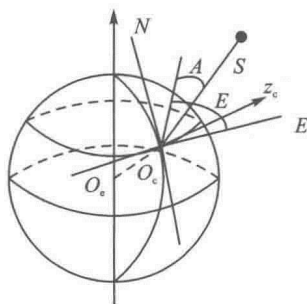


图 2.9 地平坐标系

地平坐标系简洁、方便, 容易实现, 坐标量可以通过直接观测获得。但它的明显的地域性也带来许多不便: 不同的原点 O_e 的天顶方向不同; 恒星的地平坐标是变化的。

(1) 地平坐标系

地面点 O_e 为原点, $O_e x_e$ 轴在水平面内正指向正东, $O_e y_e$ 轴在水平面内正指向正北, $O_e z_e$ 轴沿铅垂方向构成右手系。

(2) 地面球面坐标系

地面点 O_e 为原点, 由空间点到原点距离为 S , 与正东方的方向角 E , 与水平面的仰角 A 构成。

4. 航天器轨道面坐标系

地心轨道面坐标系原点 O_e 位于地球的质心, 基圈位于轨道面内, 与赤道面有交角(轨道倾角)。 $O_e x$ 轴在轨道面内分别指向升交点、近地点、卫星方向, $O_e z$ 与轨道面正法线方向平行, $O_e y$ 轴在轨道面内构成右手系, 如图 2.7 所示。

第3节 坐标系转换

众所周知, 导弹是在某个空间力系的约束下飞行的。为建立描述导弹在空间运动的标量方程, 研究其运动特性, 常常需要定义一些坐标系。坐标系的选取及定义可以根据习惯和研究