

俄罗斯最新装备理论与技术丛书

[俄] M.C.亚尔雷科夫

A.C.博加乔夫

B.И.梅尔库洛夫

B.B.德罗加林

著

滕克难 主编译

薛鲁强 贾慧 严志刚 熊道春 编译

李相民 主审



Радиоэлектронные комплексы навигации, прицеливания
и управления вооружением летательных аппаратов

机载导航、瞄准和武器 控制系统设计原理与应用

(下册)



国防工业出版社

National Defense Industry Press

前 言

上、中册已指出,航空飞行器的机载综合电子系统可以完成的主要任务是导航,飞行控制,毁伤空中、太空、地面和水上目标。在本册中,结合主要用途,研究了飞行器(或相应的航空器)导航、制导、武器控制综合电子系统的功能和使用。这些综合系统采取某种结构(采取某种名称),属于每个战斗飞机和直升机。

自然而然,除了导航、制导、武器控制综合电子系统,航空器的机载设备可能还包括其他的机载综合系统(机载防御综合系统、侦察综合系统等),对这些系统的具体研究不属于本书范围之内。

本册包括前言、3章内容和结论。

第8~10章在结构上是相同的。其中,叙述了完成导航、毁伤空中目标、击毁地面目标任务时机载综合电子系统的结构基础、工作原理和信息综合处理算法方面的内容。

结论中则说明了飞行器导航、制导和武器控制综合电子系统的发展前景。

本书根据国内外公开出版材料写成。

本册分工如下:前言、第8章和第10.4节由M. C. 亚尔雷科夫撰写;第9.1~9.5节(第9.3节除外),第10.1~10.3节,10.10节,10.11节和结论由A. C. 布加乔夫撰写;第9.3节,9.6~9.12节,10.9节由B. И. 梅尔库洛夫撰写;第10.5~10.8节由B. B. 德罗加林撰写。

本册的总编辑为M. C. 亚尔雷科夫。

目 录

第 8 章 导航任务时机载综合电子系统的建构基础	1
8.1 导航时机载综合电子系统运用特点	1
8.1.1 引言	1
8.1.2 运用特点	1
8.2 导航和战斗时机载综合电子系统使用的基本坐标系	3
8.2.1 引言	3
8.2.2 原点与地球有关的坐标系	3
8.2.3 原点与航空器有关的坐标系	8
8.3 在计算坐标时信息综合处理的原则和算法	11
8.3.1 航空器地面速度的独立计算算法	12
8.3.2 以组合导航信息为基础的地面速度综合算法	17
8.3.3 航空器大圆线坐标自主计算算法	19
8.4 使用位置测量仪对坐标进行校正时的工作原理	20
8.4.1 引言	20
8.4.2 根据一个位置测量仪数据进行坐标校正的标准算法	20
8.4.3 航线控制方法	22
8.4.4 根据地形高度数据进行惯性导航系统校正	23
8.5 使用机载惯性同步卫星导航系统时的工作原理	24
8.5.1 引言	24
8.5.2 航空器坐标和速度的确定	25
8.5.3 信息综合处理	26
8.6 在机载综合电子系统中实施坐标独立算法的特点	30
8.6.1 引言	30
8.6.2 典型航空器位置地心或大地测量坐标算法的缺陷	30
8.6.3 采用了罗德利格—加米尔东运动学参数的算法	30
8.7 战斗队形中操纵时的机载综合电子系统工作原理	32
8.7.1 引言	32
8.7.2 战斗队形操纵系统的组成和任务	33
参考文献	38

第9章 打击空中目标时机载综合电子系统的构建原理	40
9.1 打击空中目标时机载综合电子系统的使用特点	40
9.1.1 对空中优势战斗机的要求	40
9.1.2 多用途化	40
9.1.3 使用导弹时的空中目标拦截过程	41
9.1.4 几个问题的讨论	44
9.2 打击空中目标时机载综合电子系统的工作	48
9.2.1 引言	48
9.2.2 机载雷达站	49
9.2.3 信息系统	50
9.2.4 搜索瞄准系统	50
9.2.5 联合工作	51
9.2.6 信息保障	51
9.2.7 确定空中目标坐标和运动参数	52
9.3 使用具有综合制导系统的导弹时机载综合电子系统的工作	52
9.3.1 引言	52
9.3.2 准备阶段	53
9.3.3 允许发射区域	55
9.3.4 制导与校正	56
9.4 确定空中目标运动参数时综合信息处理算法	57
9.4.1 空中目标运动典型数学模型	58
9.4.2 空中目标运动参数信息综合处理次优算法的任务配置	67
9.4.3 空中目标运动参数信息综合处理次优算法的合成	71
9.5 对空中目标制导过程歼击机控制信号的生成	74
9.6 多目标跟踪时机载综合电子系统的工作特点	83
9.6.1 引言	83
9.6.2 传统扫描及其缺陷	83
9.6.3 多目标跟踪的各个阶段	84
9.6.4 多目标跟踪类别	85
9.7 轨迹建立	86
9.7.1 概念和质量特点	86
9.7.2 滑动窗口程序	86
9.7.3 虚假性假设的连续检查算法	87
9.7.4 选通波门大小的选择	88
9.8 雷达测量结果的识别	89
9.8.1 测量识别,并且在识别选通波门中进行比较	89
9.8.2 测量值的识别以及状态初始模型参数的评估	91

9.8.3	根据误差分析结果进行测量值的识别	93
9.8.4	根据预测校正结果, 雷达测量的识别	96
9.9	识别选通和 α -、 β -滤波中有测量识别的多目标跟踪算法	101
9.10	使用编程扫描时的自动跟踪	107
9.11	基于测量误差的自适应离散滤波和识别的多目标跟踪算法	109
9.12	基于预测修正自适应滤波和识别测量的多目标跟踪算法	114
	参考文献	119
第 10 章	毁伤地面目标时机载综合电子系统的建构基础	122
10.1	毁伤地面目标时机载综合电子系统的使用特点	122
10.1.1	对地攻击及攻击兵器	122
10.1.2	轰炸机	123
10.1.3	强击机	124
10.1.4	攻击直升机	125
10.1.5	攻击方式	126
10.2	打击地面目标时机载综合电子系统的工作	129
10.2.1	任务和工作方式	129
10.2.2	在 X-59 导弹上应用	130
10.2.3	侦察打击系统及其应用	133
10.2.4	补充装置和系统	134
10.2.5	高精度武器的使用	137
10.2.6	瞄准任务的特点	138
10.3	导弹发射和投弹时机载综合电子系统瞄准的原理	138
10.3.1	引言	138
10.3.2	目标截获	139
10.3.3	程序跟踪	139
10.3.4	导弹发射和投弹	141
10.3.5	水平飞行投弹的确定性	145
10.3.6	瞄准算法中的基本因素	146
10.4	对地面目标校正跟踪时系统信息综合处理的功能和算法	149
10.4.1	工作原理	149
10.4.2	算法	151
10.5	“空一地(舰)”导弹机载综合电子系统的功能	153
10.5.1	航向制导方法	154
10.5.2	高度和距离制导方法	156
10.5.3	自主制导状态下打击飞行器的功能特点	158
10.5.4	校正状态下飞行器综合制导系统的功能	159

10.5.5	目标指示和自制导状态下综合制导系统的功能	160
10.6	使用雷达—惯性综合制导系统时机载综合电子系统的功能	161
10.6.1	工作原理	161
10.6.2	雷达—惯性综合制导系统的功能	164
10.6.3	“空—地”导弹的雷达—惯性综合制导系统	166
10.7	使用惯性—卫星综合制导系统时机载综合电子系统的功能	167
10.7.1	引言	167
10.7.2	系统结构	167
10.7.3	对精度的影响因素	168
10.8	高精度“空—地”导弹联合制导系统的功能和建构特点	169
10.8.1	引言	169
10.8.2	无线电定位图	170
10.8.3	高精度“空—地”综合制导系统的4种工况	172
10.8.4	截获目标和自动跟踪	173
10.9	“空—地”导弹联合关联—极值制导系统的功能	174
10.9.1	引言	174
10.9.2	外观识别控制系统	174
10.9.3	带有平台光学校正的综合制导系统	177
10.9.4	系统优缺点	178
10.10	军事运输飞机机载综合电子系统的应用特点	179
10.10.1	系统的任务	179
10.10.2	主要机型	179
10.10.3	瞄准空降	180
10.11	瞄准空降时机载综合电子系统的功能	181
10.11.1	工作原理	181
10.11.2	空降的计算工作	182
10.11.3	投放指令的生成及其误差	182
	参考文献	184
	结束语	186
	缩略语表	188

第8章 导航任务时机载综合电子系统的建构基础

8.1 导航时机载综合电子系统运用特点

8.1.1 引言

在解决一系列导航任务时,各种用途的飞机、直升机无线电电子综合系统的结构基础、工作原理实质上是相同的。这是由于对于各种航空器而言,许多飞行阶段和状态(起飞、沿航线飞行、进场着陆等)是相同的^[1-3]。机载综合电子系统所完成的导航任务已在上、中册中进行了讨论。保障完成导航任务的机载综合电子系统的组成部分在功能和结构方面通常采取单独的综合体或者综合性系统的形式(比如,驾驶导航综合系统(ПНК)、观通站(ПНС)等)。这样,在第4代飞机及其改型飞机的机载综合电子系统中,通常由驾驶导航综合系统在显示、控制和检测系统(СИУК)以及其他航空器的机载系统和综合系统的协同下完成导航任务。

此时,在现代以及未来(第5代)飞机和直升机上,为了进行导航,在机载综合电子系统中使用机载惯性—同步卫星导航(ИССН),它通过相应卫星无线电导航系统(СРНС)(通常为“格洛纳斯”和GPS)的卫星导航接收器(СНП)以及航空器的制式驾驶导航综合系统元件的整合而建成^[1]。实际上,在任何空域内,为了完成航空器的导航任务而使用卫星无线电导航系统可以保障确定飞机位置误差(均方差),并且,当卫星导航接收器工作时,这些误差在自动状态下不超过数十米,在差分状态下则不超过数米。在使用机载惯性—同步卫星导航时,飞机位置的确定有数米的误差(均方差)^[1,4],可使用飞机控制在所有基本飞行状态(飞机按给定航线飞行、着陆进场和飞机着陆、飞机组队、保持给定间距、距离和飞行梯队等)下完全达到自动化。

8.1.2 运用特点

在完成导航任务时,机载综合电子系统的能力表现为一系列指标,在这些指标中,可以划分出已编程的航线拐弯点(ППМ)、机场、无线电信标(РМ)和定向标。

所有机载综合电子系统所固有的冗余度（首先是信息冗余度）确定了其完成导航任务多状态以及多方案的特性，这也是由于为了达到必须的领航可靠性和精度水平所要求的。这样，在现代航空器中，在惯性、惯性—多普勒、航向—多普勒和航向气体测定状态下，可以进行位置坐标的计算。

(1) 首先，可以使用卫星无线电导航系统（СРНС）、近距无线电导航系统（РСБН）、远距无线电导航系统（РСДН）、雷达站（РЛС）、天文导航系统等，进行已计算位置坐标的校正。在机载综合电子系统的使用过程中，所有上述系统可以用于各种组合。自然而然，在进行战斗行动时，无线电电子综合系统各元部件的工作计划不可能是硬性和提前预定的。卫星导航接收器（СНПР）、多普勒速度和偏流角测量仪（ДИСС）、多功能雷达站（МФРЛС）的接通状态与这些和其他系统的自身使用性能，比如，完成战斗任务的隐蔽性水平，它取决于无线电电子对抗程度和要求。尤其是，当航空器在一系列阶段的飞行应在完全无线电静默状态下进行时，这种情况是可能的。

(2) 不受航空器用途和型号的约束，无线电电子综合系统完成（或保障完成）以下基本的导航任务^[1,2,5]。

① 根据独立非无线电技术（首先是惯性导航系统）和无线电技术导航器材（多普勒速度和偏流角测量仪、多功能雷达站），飞机位置当前坐标（ТКМС）和其他导航参数的自动确定。

② 根据非独立无线电技术系统（卫星无线电导航系统、远距无线电导航系统、远距无线电导航系统、天文导航系统等）的数据，根据编程无线电定位和目视定向标进行飞机位置当前坐标和航向的校正，并使用地球的地球物理场（借助于导航和制导相关—极值系统（КЭСНН））。

③ 给定飞行航线的编制。通常，在进行飞行领航准备时，进行该航线编制，方法是向机载综合电子系统的机载计算系统（БВС）输入航线拐弯点、无线电信标、无线电定位、目视定向标、机场等相应的坐标。

④ 航空器沿着编制航线飞行，进入给定目标区、起飞机场或备用机场。该任务可以在航空器的自动、指引或手动控制状态下完成。

⑤ 根据来自机载综合电子系统操作台和控制机构的指令来组织作战飞行线路的方式，对飞行航线进行作战更改。此时，规定按照最短距离进入任一航线拐弯点（目标或机场），以及进入航线作战点（ОПМ）或作战目标，其坐标在飞行时输入机载计算系统。

⑥ 转弯进入任一编程点。

⑦ 进行着陆前机动（在垂直和水平面上），下降进场着陆（达到 40 ~ 50m 的高度）。

(3) 已确定型号的航空器机载综合电子系统，额外要完成一系列其他导航

任务：

① 在空中飞机集结成战斗队形 (БП), 并且飞机以战斗队形沿着编队轨迹进行飞行。

② 完成低空飞行, 并对地貌进行绕行, 飞过陆地上障碍物。

完成导航和战斗任务的效率在很大程度上取决于在机载综合电子系统中选择和使用相应的坐标系。因此, 对坐标系的研究是航空器战斗使用和导航一个重要的理论和实践问题, 导弹发射、射击和投弹导航过程的自动化程度一直在提高, 并且, 导航问题也需要对战斗任务和导航任务进行数学关系式和确定算法形式进行清晰说明。

8.2 导航和战斗时机载综合电子系统 使用的基本坐标系

8.2.1 引言

在建立机载综合电子系统机载计算系统算法时, 必须选择可以保证以下要求的坐标系:

- (1) 以要求精度完成任务;
- (2) 包围必要区域;
- (3) 直观表现关于航空器使用和导航条件的信息;
- (4) 获得更为简单的数学关系式等。

在其中进行无线电导航、无线电定位和其他参数测量和处理的自身坐标系, 能够与机载综合电子系统中包括的各系统 (或装置) 相符。比如, 在量角测距的近距离无线电导航系统中, 使用极坐标系, 而在差值测距系统中, 则使用双曲线坐标系 (在地面站分布处, 具有双曲线焦点)。在信息综合处理 (КОИ) 算法中, 使用来自各种装置和系统的信息时, 应选择一个基本的统一坐标系。

根据对坐标系原点的选择, 可以将其划分为若干个类。比如, 其原点与地球有关的坐标系构成一个分类, 其原点与航空器或航空打击兵器 (АСП) 已确定点重合的坐标系属于另一个分类。

8.2.2 原点与地球有关的坐标系

在第一分类中最常用的是大地测量坐标系、地心坐标系、格林威治坐标直角和大圆线坐标系。需要指出, 第一类 3 个坐标系不仅在导航中广泛使用, 在大地测量中也广泛使用。

1. 大地测量坐标系

在使用时, 为了简化地球的实际形态, 采取椭球状的模型, 称为地球椭

球^[2,3,5]。地球椭球满足以下条件:

- (1) 椭球的中心及其赤道平面应与地球物质中心及其赤道平面相重合;
- (2) 椭球表面与地球体表面的误差平方和应为最小值。

1946 年,在俄罗斯采取 Ф. Н. 克拉索夫斯基椭球^[2,3,5]作为地球椭球,其参数如下:

$a = 6378245\text{m}$, $b = 6356863\text{m}$, 为半轴;

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} = 0.08181, \text{ 为偏心率;}$$

$$\alpha = \frac{a - b}{a} = 1 - \sqrt{1 - e^2}, \text{ 为压缩。}$$

此时,半轴 a 和 b 位于赤道平面。

此外,在世界性实践活动中,还使用国际椭球,其参数为: $a = 6378160\text{m}$, $b = 6356775\text{m}$ 。

需指出,采取某种椭球给定了一个确定的大地测量坐标系。其表面某个点 M 上的椭球法线是本地的大地测量垂直线。它是一个几何概念,无法借助仅在 M 点上进行的物理测量来确定。沿着 M 点上重力矢量的线称为铅垂线,或者真垂直线。区别于大地测量垂直线,它可以通过对 M 点上摆锤的位置来确定。

大地测量垂直线和真垂直线的方向之间有所区别,但是这些方向之间的夹角不大。铅垂线与椭球法线的平均误差值为 $3'' \sim 4''$ ^[3]。在地球的个别地区,误差可能会达到数十角秒。比如,在西高加索地区,误差会达到 $27''$,而在贝加尔地区,则达到 $40''$ 。对于现代航空中的大部分导航任务而言,铅垂线的误差可以忽略不计,因此,在这些任务中实际上认为摆锤沿着本地大地测量垂直线进行定位。这一假设首先意味着对于地球表面上的每一个点来说,其天文坐标(纬度和经度)分别与大地测量坐标相等。如果天文坐标与大地测量坐标之间的差值被忽略,那么可以将其称为地球坐标^[2,3,5]。

今后,就导航、制导和武器控制的机载综合电子系统而言,如果没有特别约定,认为上述假定是成立的。

点的位置,比如,在大地测量坐标系中航空器质量中心的位置,由大地测量纬度 B 、大地测量经度 L 、地球椭球表面上高度 H 所确定。

在本地大地测量垂直线和赤道平面之间的角度,被称为大地测量纬度 B (图 8.1),而零子午线(格林威治子午线)和通过点 M' 的本地子午线平面之间的二面角,被称为大地测量经度 L 。

在航空导航和地形测绘图上,标上子午线和大地测量坐标系平行线。因此,在地球表面上不同点的位置(航线拐弯点、无线电信标、机场、目标、定向标等)通常由大地测量坐标来确定,它们被输入到机载综合电子系统的机载计算系

统内存中。

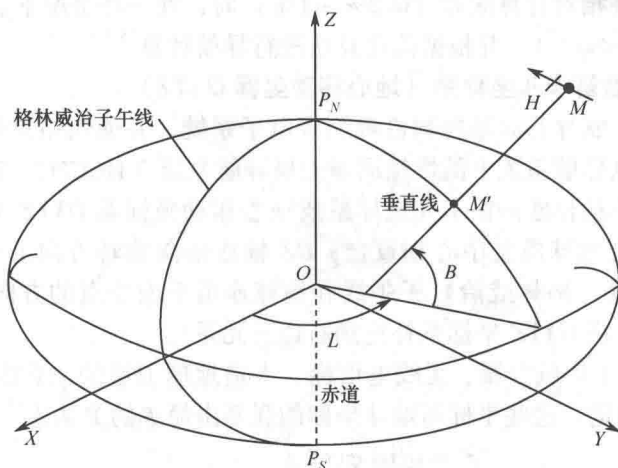


图 8.1 大地测量坐标系

地球椭球表面具有严格的数学描述, 这可以获得公式, 并进行完成战斗和导航任务所必需的计算。但是, 此时主要的分析关系式是非常复杂的, 不得不对地球公式模型继续进行简化, 并使用地心坐标系。

2. 地心坐标系

在这种情况下, 地球形态模型的简化会导致旋转椭球表面被球面所替代。在使用地心坐标系时, 地球被视为一个球体, 该球体的中心与地球椭球中心相同。地球的半径通常为 $R_{\text{地球}} = 6371110\text{m}^{[2,5]}$ 。

地心坐标系与大地测量坐标系的区别首先在于纬度的测定上。

通过位于地球表面上任意点半径—矢量之间的角度 $\bar{\rho}$, 即地心垂直线和赤道平面之间的角度, 被称为地心纬度 φ 。需指出, 本地大地测量垂直线与相对于地心垂直线的子午线平面重合, 角度不大, 为 $\mu = B - \varphi$ 。当纬度约等于 45° 时, B 和 φ ($\mu \approx 11.5'$) 值之间的差别不大^[3]。

零度子午线和该点子午线平面之间的角度称为任意点的地心经度 λ 。可以看到, 它与大地测量经度相等, 即 $\lambda = L$ 。

地心纬度 φ 和经度 λ , 以及航空器与地心的距离, 即 ρ 半径—矢量模, 是确定航空器位置的地心坐标。

用于完成球面上战斗和导航任务的关系分析比在地球椭球表面上完成战斗和导航任务的关系分析简单得多。但是, 它们需要在机载综合电子系统机载计算系统中使用足够容量的软件, 因为公式中不是直接的球面坐标 λ 和 φ , 而是它们的三角函数。

在相对于赤道较狭窄的地带中, 依靠用其自变量对三角函数进行替换, 这些

用于导航计算的公式可能被大大简化。当处于地球表面地带（ $\pm 400 \sim 900\text{km}$ ）与赤道处于允许相对计算误差（ $0.2\% \sim 1\%$ ）时，在一些情况下，采取以下近似值： $\sin\varphi \approx \varphi$ ， $\cos\varphi \approx 1$ ，并根据简化算法进行导航计算^[5,6]。

3. 格林尼治笛卡儿坐标系（地心移动坐标 OXYZ）

在用导航、制导和武器控制机载综合电子系统，并使用格洛纳斯、GPS、伽利略卫星无线电导航系统上的惯性同步卫星导航系统（ИССН）来完成导航和战斗任务时，采用格林威治笛卡儿坐标系或地心移动坐标系 OXYZ（图 8.1）^[5,7,8]。其中：原点 O 与地球质量中心相重合； OZ 轴在轴向旋转方向上朝北； OX 轴沿着将 O 点与零度（格林威治）子午线和地球赤道平面交点的方向； OY 轴与 OX 和 OZ 轴正交（将 OXYZ 坐标系补充到右边三元系）。

OXYZ 坐标系中航空器、无线电信标、人造地球卫星的位置由其笛卡儿坐标系 x 、 y 、 z 所确定。这些坐标与地球坐标的联系由简单的关系式^[7,8]所确定：

$$\begin{cases} x = \rho \cos \varphi \cos \lambda \\ y = \rho \cos \varphi \sin \lambda \\ z = \rho \sin \lambda \\ \rho = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ \tan \lambda = \frac{y}{x}; \tan \varphi = \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \end{cases} \quad (8.1)$$

在地心移动坐标系 OXYZ 中，生成了关于导航航天装置（HKA）运动的信息，该信息通过卫星无线电导航系统（CPHC）的导航通信发送给用户。在这一坐标系中，在卫星导航接收器（CHП）中进行信息二次处理阶段，对航空器本身的坐标进行计算。在“格洛纳斯”卫星无线电导航系统（CPHC）中，OXYZ 坐标系是 ПЗ-90 系统，而在 GPS 卫星无线电导航系统（CPHC）中，OXYZ 坐标系则是 WGS-84 系统^[7,8]。

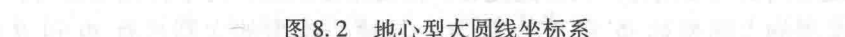
笛卡儿坐标和大地测量坐标之间的关系更为复杂。大地测量坐标、笛卡儿坐标和地心坐标的互相换算已在参考文献 [3, 8] 中给出。

4. 大圆线坐标系

对在远离赤道的地球区域内可以简化算法来完成战斗和导航任务的要求，因此在机载综合电子系统中普遍使用大圆坐标系（或者假定地理坐标系）。大圆坐标系通常有两种类型：地心型和大地测量型。地心型大圆坐标系使用得更为广泛，该坐标系是主要关注对象。

其中具有地心坐标 φ_{P_0} 、 λ_{P_0} 的任意点是 P_0 极（图 8.2）的地心坐标系，被称为地心型大圆坐标系（简称大圆坐标系）。为了明确起见，可以认为 P_0 极一直位于北半球，即 $\varphi_{P_0} > 0$ 。在该系统中，大圆 EQ 被称为大圆赤道，简称为大圆。在大圆坐标系中，球面上任意 O 点的位置都由大圆纬度 Φ 和大圆经度 Π 所确定。

IN FRA



大圆纬度 ϕ 由 O 点偶宇子午线的弧形长度所确定。该长度计算为

大圆经度 λ 由从初始假定子午线 (通过 F 点) 到 O 点假定子午线的

左右大圆坐标系是有区别的。在左大圆坐标系中（图 8.2），当 O 点

在进行导航计算时，地球上大圆赤道的位置通常由某两个点 (φ_1, λ_1) 和 (φ_2, λ_2) 来

过两个相邻的航线拐弯点： $\Pi\Pi\Pi M_i$ 和 $\Pi\Pi\Pi M_{i+1}$ 。

需指出，以所述方式连接了两个航线拐弯点的弧形称为大圆线，而沿着大圆线从一个点向另一个点的运动则称为大圆运动。与球面上的大圆线不同的是，椭圆上的大圆线不是点与点之间的最小距离线（大地测量线），但是离它很近。由于大圆线离大地测量线很近，其任务相对简单，航空器在大圆线的两个航线点之间的运动在航空中得到了广泛使用^[2]。

就飞行器导航、制导和武器控制机载综合电子系统而言，在大圆坐标系中，进行飞机位置当前坐标（TKMC）的计算、校正、控制参数的生成等。按照标准公式，在机载计算系统中，进行航线拐弯点（ $\Pi\Pi\Pi M$ ）、机场、目标和无线电信标地心和大地测量坐标向大圆坐标系的转换，以及半径—矢量模数 ρ 的计算。

在大圆坐标系中，航空器在空间中的位置由三个坐标确定：大圆纬度 Φ 、大圆经度 Λ 、半径—矢量模数 ρ 。

在航空器中使用大地测量坐标、真坐标、垂直线作为基本坐标的情况下，产生了对于大地测量类型大圆坐标系的必要性。此时，点的位置表现为大地测量类型的大圆纬度 Φ' 、大圆经度 Λ' 。本地大地测量垂直线和大圆赤道之间的夹角称为任意点的大地测量类型大圆纬度 Φ' ，而初如假定子午线平面和通过该点的假定子午线之间的二面角称为大圆经度 Λ 。需要指出的是，对于任意点而言，其大地测量类型的大圆坐标 Φ' 和 Λ' 在数值上与地心类型的大圆坐标 Φ 和 Λ 有所区别^[3]。

在一些类型的导航、制导和武器控制机载综合电子系统中，使用大地测量类型的大圆坐标系，它是一个 P_0 极位于地球赤道中的大地测量类型的大圆坐标系。其相对于地球的位置完全由 P_0 极的经度值 λ_{P_0} 确定。

自然，在航空导航中，除了以下所研究的类型之外，还使用其他类型的与地球有关的坐标系。尤其是当航空器移动不大时，比如在着陆机场区域内移动时，使用笛卡儿坐标系，其原点与跑道（ВПП）的中心重合等。

8.2.3 原点与航空器有关的坐标系

下面，对其原点与航空器或航空信号站某定点相重合的主要坐标系进行说明。

与惯性导航系统有关的水平笛卡儿坐标系。为了进行平台式惯性导航系统功能原理所决定的计算，使用 $O\xi'\eta'\zeta'$ 水平笛卡儿坐标系，其原点与航空器质量中心重合（图 8.2 中， O 点）。

在现代航空器中所使用的平台式惯性导航系统一直处于水平状态，而取决于陀螺平台在方位角中的位置，它们通常为以下两种类型之一^[3]：

（1）在方位角上无限制的惯性导航系统，即在方位角中具有自由平台的惯

性导航系统（如 ИКВК-80-6）。

(2) 在方位角中可校正的惯性导航系统，即在方位角中具有可校正平台的惯性导航系统。

$O\xi'\eta'\zeta'$ 水平笛卡儿坐标系各轴的方向与惯性导航系统水平平台各轴方向（不考虑陀螺仪的偏移和其他误差）相对应。在所研究的坐标系中， $O\xi'$ 轴沿着本地地心垂直线向上，而 $O\xi'$ 和 $O\eta'$ 轴则相互垂直，处于水平面上。沿着 $O\xi'$ 、 $O\xi'$ 和 $O\eta'$ 轴线，陀螺稳定平台和在其中位于惯性导航系统加速表的灵敏度轴线得以定位。在初次校准惯性导航系统时，在水平面上，给定了 $O\xi'$ 和 $O\eta'$ 轴线的方向。比如，在初次校准平台式惯性导航系统时， $O\xi'$ 轴可能被定位与飞行纵轴平行。首先，飞行纵轴的初始位置由其停留航向所确定。

通常，在 $O\xi'\eta'\zeta'$ 坐标系中，进行航空器绝对速度分量、绝对加速度垂直分量、陀螺仪航向等的计算^[1,5]。

由航向陀螺仪给定的方位角中惯性导航系统陀螺平台的位置取决于随时间按两种状态其中之一进行变化惯性导航系统的类型。

对于在方位角中无限制的惯性导航系统而言，状态表现为：没有任何水平力矩施加于航向陀螺仪。在这种状态下工作的陀螺仪被称为方位角自由陀螺仪。方位角自由陀螺仪的基本特性在于绝对垂直角速率（即相对于 $O\xi'$ 轴） $\omega_{\zeta'} = 0$ 。

对于方位角可校正陀螺仪而言，工作状态表现为：有一个水平力矩施加于航向陀螺仪，同时，其水平力矩值可以做到航向陀螺仪相对于垂直轴 $O\xi'$ 进行旋转，并且采取绝对垂直角速率 $\omega_{\zeta'} = \omega_3 \sin \varphi$ ，它等于地球旋转角速率 $\bar{\omega}_\varphi$ 向 $O\xi'$ 轴的矢量投影。在这种状态下工作的陀螺仪称为陀螺半罗经^[3]。方位角可校正陀螺仪的主要特性在于其绝对垂直角速率 $\omega_{\zeta'} = \omega_3 \sin \varphi$ 。

下文中如未做特别约定，则采取水平方位角自由平台式惯性导航系统。此时，笛卡儿坐标系 $O\xi'\eta'\zeta'$ 相应为水平方位角自由坐标系（ $\omega_{\zeta'} = 0$ ），也就是说，该坐标系在出发点校准之后不在惯性（世界）空间中绕着 $O\xi'$ 轴旋转，该轴沿着大地测量垂直线向上。

作为示例，研究一个垂直和航向信息综合系统（ИКВК）的平台式方位角自由惯性导航系统，如 ИКВК-80-6（Ц-060），它建立在使用 ГВК-6 型动态可调陀螺仪（ДНГ）和 ДА-11М^[1] 型加速表的基础之上，这些惯性导航系统及其改进型用在许多第 4 代航空器中^[1]。

水平连接坐标系。该坐标系与大圆坐标系有关，是一个 $O\xi\eta\zeta$ 笛卡儿坐标系（图 8.2）。其原点与航空器质心重合，即与 O 点重合。沿着本地地心垂直线， $O\xi$ 轴朝上，在研究中，它与 $O\xi'$ 轴相对应。 $O\xi$ 轴是一个与通过 O 点的大圆平行线相切的轴线， $O\xi$ 轴的正方向选择朝向大圆东部； $O\eta$ 轴线则沿着切线朝向大圆子午线； $O\eta$ 轴的正方向选择朝向大圆 P_0 极。

方位角 $O\eta$ 轴正相对于地理子午线的位置表现为每个航空器飞行轨迹区段的内斜角 δ (图 8.2)。坐标轴 $O\eta$ 和 $O\eta'$ 的相互位置 (分别为 $O\xi$ 和 $O\xi'$) 由角 $\theta_r(t)$ 所确定, 它被称为惯性导航系统陀螺平台的大圆方位角。从轴 $O\eta$ 到轴 $O\eta'$, 它在水平面上以顺时针读数。在飞行航线的每个阶段, 大圆方位角 $\theta_r(t)$ 由以下公式进行计算:

$$\theta_r(t) = \theta_{r0} + \int_{t_0}^t \omega_\xi(\tau) d\tau \quad (8.2)$$

式中: $\omega_\xi(\tau)$ 为绝对垂直旋转角速率, 即沿着 $O\xi\eta\zeta$ 坐标三面体 $O\zeta$ 轴的旋转速度, 该三面体在 $O\xi'\eta'\zeta'$ 坐标三面体方位角中相对不旋转; θ_{r0} 为对于航空器飞行轨迹相应阶段的陀螺平台初始大圆方位角。从式 (8.2) 中可见, $\omega_r(t)$ 为一个时间函数。

接下来通过航天器的真航向和陀螺仪航向表达 $\theta_r(t)$ 。从图 8.3 中可知, 大圆方位角 $\theta_r = \psi_0 - \psi_r$ 。但是, 由于 $\psi_0 = \psi - \delta$, 则得

$$\theta_r(t) = \psi - \psi_r - \delta \quad (8.3)$$

式中: ψ_0 和 ψ_r 分别为航天器的大圆航向和陀螺仪航向; ψ 为航天器的真航向; δ 为大圆和地理子午线的内斜角。

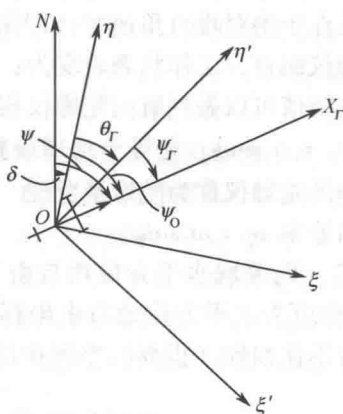


图 8.3 大圆方位角 θ_r

飞行相关坐标系。该坐标系是 $OXYZ$ 笛卡儿坐标系, 其原点与航天器的质心重合 (图 8.4), 而坐标轴则是纵轴 OX , 法向轴 OY , 飞机横轴 OZ 。

飞机水平坐标系。该坐标系有时被称为飞机水平化坐标系, 它是一个笛卡儿坐标系 $OX_r Y_r Z_r$, 其原点与航天器的坐标中心重合, 而 OX_r 轴和 OZ_r 轴则位于水平面上。 OX_r 坐标轴沿着 OX 轴投影朝向水平面, 而 OY_r 轴则与水平线平面垂直 (图 8.4)。在计算时所采用的倾角 γ 和仰角 ν 说明了 $OXYZ$ 和 $OX_r Y_r Z_r$ 坐标系的相互空间位置。需指出, OZ_r 轴不是 OZ 轴向水平面的投影。

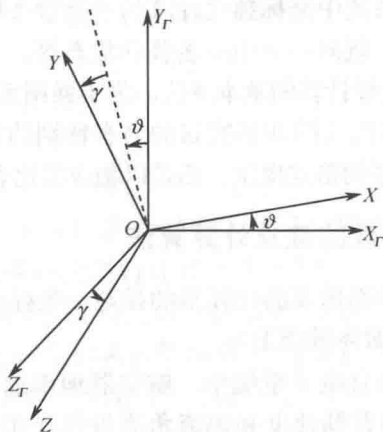


图 8.4 原点与航天器的质心重合的直角笛卡儿坐标系

OZ_r 和 OZ 轴之间的角称为倾角 γ 。当航天器的右翼位于水平面 OX_rZ_r 之下时，认为倾角 γ 是正角。

仰角 ν 是 OX_r 与 OX 轴之间的夹角。如果航天器的首部高于平面 OX_rZ_r ，则仰角是正角。在 $\pm 90^\circ$ 范围内，读取仰角 ν 。显然，仰角 ν 总是位于垂直平面，而倾角 γ 在所有情况下都不位于垂直平面。倾角 γ 只有在个别情况下（即仰角 $\nu = 0^\circ$ 时）才位于垂直平面。

需指出，坐标系 $OX_rY_rZ_r$ 是飞机法线笛卡儿坐标系 $OX_gY_gZ_g$ 的特例。该坐标系的原点与航空器的质心重合， OX_g 和 OZ_g 位于水平线表面，而 OY_g 轴则沿着本地垂直线向上。 OX_g 轴在所有情况下都相对于 OX_r 轴展开成为一个任意角 ψ_p ，该角称为偏航角。如果通过绕着 OY_g 轴顺时针转动， OX_g 轴与 OX_r 重合，则它是一个正角。显然，当 $\psi_p = 0$ 时， $OX_rY_rZ_r$ 与 $OX_gY_gZ_g$ 坐标系是重合的。

在飞行器导航、制导和武器控制无线电电子综合系统中，在完成战斗和导航任务时，也使用其他（除了上述研究的坐标系）坐标系。比如，使用极坐标系，该坐标系是处理近距无线电导航系统（РСБН）信息时必需的坐标系；双曲线坐标系，该坐标系用于远距无线电导航系统（РСДН）的信号转换算法中等^[2,5]。

8.3 在计算坐标时信息综合处理的原则和算法

在飞机位置坐标自主测定状态下，飞行器导航、制导和武器控制的机载综合电子系统的工作以航线相对于航空器已知初始位置的计算方法为基础。为了计算航线（除了已知初始位置之外），必须使用关于航空器运动方向的数据，以及关于航空器加速度、或相对于地球运动速度的数据。此时，航空器已通过的航线通过加速度双倍积分或者加速度单倍积分的方式进行计算。