

主 编：臧和发 裴承山

副主编：程海川 肖 剑 纪双星 于晓亮

直升机多普勒 导航雷达原理



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS

直升机多普勒导航雷达原理

主 编 臧和发 裴承山

副主编 程海川 肖 剑 纪双星 于晓亮



北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书系统地介绍了直升机多普勒导航雷达的基础知识和多普勒雷达设备电路原理。全书分为9章,第1章介绍直升机多普勒导航雷达的基础知识,第2章到第9章以某型多普勒导航雷达为例较系统地介绍各部分电路的原理及电路实现。在表达上力求深入浅出,简明扼要,通俗易懂和图文并茂。

本书可供从事研制、生产和使用直升机多普勒导航雷达设备的工程技术人员及飞行人员参考。也可作为职业类院校相近专业课程的教学参考书。

图书在版编目(CIP)数据

直升机多普勒导航雷达原理 / 臧和发,裴承山主编. -- 北京 :
北京航空航天大学出版社,2012.6

ISBN 978-7-5124-0778-7

I. ①直… II. ①臧…②裴… III. ①直升机—多普勒导航—
导航雷达—介绍 IV. ①V275②241.62

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2012)第 063919 号

版权所有,侵权必究。

直升机多普勒导航雷达原理

臧和发 裴承山 主 编

程海川 肖 剑 纪双星 于晓亮 副主编

责任编辑 金友泉

*

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:bhpress@263.net 邮购电话:(010)82316936

北京市媛明印刷厂印装 各地书店经销

*

开本:787×960 1/16 印张:13.75 字数:308千字

2012年6第1版 2012年6月第1次印刷 印数:2500册

ISBN 978-7-5124-0778-7 定价:27.00元

若本书有倒页、脱页、缺页等印装质量问题,请与本社发行部联系调换。联系电话:(010)82317024

前 言

直升机多普勒导航雷达是一种直升机机载自备式导航设备。在直升机飞行过程中,直升机多普勒导航雷达利用多普勒效应,测量直升机相对于大地坐标系的地速和偏流角,或者测量直升机的三个轴向速度,再通过数据处理,得出直升机当前的地理坐标位置和到达目的地的应飞航向、应飞距离和应飞时间等多种导航信息,从而达到导航的目的。

直升机多普勒导航雷达测得的速度信息,只与直升机的相对运动有关,不受地理条件的限制,受外界气候条件的限制较少,适用于全球导航、全天候导航,因此,是一种目前直升机普遍采用的机载自备式导航设备。

目前,介绍直升机多普勒导航雷达的相关书籍很少。我们编写此书的目的,是为了满足从事相关工作的人员学习研究直升机多普勒导航雷达有关知识的需要。

本书在编写过程中注重理论与实际相结合,既有基础理论知识的铺垫,较为系统地介绍直升机多普勒导航雷达以及利用直升机多普勒导航雷达导航的基本知识;又以大量实例介绍雷达电路原理及电路实现过程,力求呈现给广大读者较完整的知识结构。在文字叙述上,力求深入浅出,简明扼要,对重点及难点内容进行了较详尽的论述。

本书由臧和发、裴承山、程海川、肖剑、纪双星、于晓亮、张国新、赵阳编写,全书由裴承山、臧和发统稿。

鉴于编者水平所限,书中可能有错误和不妥之处,欢迎读者批评指正。由于附录图的图幅大,电路元件多,线条密集,给字号大小的统一和图形的清晰标注带来困难,请鉴谅。

编 者

2011年12月

目 录

第 1 章 直升机多普勒导航雷达基础知识	1
1.1 导航系统的一般概念	2
1.1.1 导航基本概念	2
1.1.2 导航方法	2
1.1.3 导航坐标系	3
1.1.4 航行三角形	5
1.2 多普勒导航雷达的主要组成部分	7
1.2.1 天 线	8
1.2.2 收发系统	8
1.2.3 频率跟踪器	16
1.3 多普勒导航雷达系统组成	17
1.3.1 直升机多普勒导航雷达系统配置	17
1.3.2 系统定位误差	19
1.4 多普勒导航雷达系统导航的基本原理	20
1.4.1 多普勒导航雷达测速原理	20
1.4.2 计算导航参数的基本原理	22
第 2 章 直升机多普勒导航雷达概述	24
2.1 多普勒导航雷达概况	24
2.1.1 概 况	24
2.1.2 多普勒导航雷达工作方式	26
2.1.3 多普勒导航雷达的技术参数	27
2.1.4 多普勒导航雷达波束配置	28
2.1.5 多普勒频谱特性	33
2.1.6 海面偏移误差的产生	35
2.1.7 多普勒导航雷达的基本方块图	36
2.1.8 模块结构及功能	37
2.2 多普勒导航雷达电路总方块图	37
2.2.1 方块图组成与各部分功能	37
2.2.2 信号关系	42

目 录

2.2.3	概略工作过程	43
2.2.4	地速计算的基本原理	43
第3章	发射及接收系统	45
3.1	发射和接收系统功能	45
3.2	收发通道控制电路方块图	46
3.2.1	波束变换	46
3.2.2	方式控制	48
3.2.3	PIN 开关故障检测	50
3.2.4	接收机方框图	52
3.3	收发通道控制电路	52
3.3.1	PIN 驱动组件板 1	52
3.3.2	PIN 驱动组件板 2	57
3.3.3	接收机电路	61
3.4	微波发生器	63
3.4.1	微波发生器功能	63
3.4.2	微波发生器原理电路方块图	63
3.4.3	微波发生器电路说明	63
3.4.4	24 V 电源稳压电路说明	66
3.5	本机振荡器	67
3.5.1	本机振荡器功能	67
3.5.2	本机振荡器方块图	67
3.5.3	本机振荡器稳压电路说明	67
第4章	自动频率微调电路	69
4.1	AFC 电路功能	69
4.2	AFC 方块图	70
4.2.1	AFC 基本功能原理方块图	70
4.2.2	AFC 详细方块图	70
4.3	AFC 电路说明	73
4.3.1	AFC 中放及其增益控制电路	73
4.3.2	AFC 鉴频器	75
4.3.3	积分放大器	77
4.3.4	基准信号产生	77

4.3.5 故障信号 M/W FALL、REF FALL 的产生	78
第 5 章 载波变换电路	79
5.1 载波变换电路功能	79
5.2 载波变换电路方块图	79
5.2.1 解调器 X61、X66	81
5.2.2 多路开关 X64 的作用	81
5.2.3 100 kHz 副载波的加入	81
5.2.4 相加网络及滤波放大	82
5.2.5 其他电路	82
5.3 载波电路说明	82
5.3.1 声频板	82
5.3.2 100 kHz 板	85
第 6 章 频率跟踪器	87
6.1 频率跟踪器功能	87
6.2 频率跟踪器方块图	87
6.2.1 频率鉴别电路	88
6.2.2 VCO 控制电压的产生	88
6.2.3 压控振荡器频率的控制	89
6.2.4 直升机地速的解算	89
6.3 频率跟踪器电路说明	89
6.3.1 混频器和低通滤波器	89
6.3.2 相移电路	90
6.3.3 放大器	91
6.3.4 鉴相器	92
6.3.5 信号增益选择器 X207 及放大器 X208	92
6.3.6 ADC 转换器 X209	93
6.3.7 DAC 转换器 X203	95
6.3.8 压控振荡器及四分频电路	98
6.3.9 数据缓冲器 X204 及地址译码器 X201	99
6.4 自动增益控制及信杂(S/N)比检测	100
6.4.1 自动增益控制(AGC)电路	100
6.4.2 信杂(S/N)比检测	101

目 录

第 7 章 雷达微机	103
7.1 微处理器板	103
7.1.1 微处理器板的功能	103
7.1.2 微处理器板方块图	103
7.1.3 微处理器板电路说明	105
7.2 数据板	117
7.2.1 数据板功能	117
7.2.2 数据板方块图	117
7.2.3 数据板电路说明	117
7.3 I/O 板	122
7.3.1 速度数据输出	124
7.3.2 离散信号输入/输出及频率信号的产生	137
第 8 章 测试电路	147
8.1 测试电路功能	147
8.2 测试电路方块图	147
8.2.1 连续的内部测试	147
8.2.2 内部中断测试	149
8.3 内部测试电路说明	150
8.3.1 晶体故障信号 XTAL FALL 的产生	150
8.3.2 测试振荡器	151
第 9 章 电 源	155
9.1 电源电路功能	155
9.2 电源方块图	155
9.3 电源电路说明	157
9.3.1 预调电路	157
9.3.2 开关调制器	157
9.3.3 输出级	158
9.3.4 $\overline{\text{RESET}}$ 信号产生电路	159
参考文献	162
附录图	

第 1 章 直升机多普勒导航 雷达基础知识

直升机导航设备(或系统)是直升机飞行过程中必不可少的飞行保障装备。导航设备(或系统)按其能否单独产生导航信息,可以分为自主式导航系统和非自主式导航系统。如果装在运载体上的导航设备(或系统)可以单独产生导航信息,称为自主式导航系统;如果除了要求在运载体上装有导航设备外,还需要在其他地方设置一套导航设备(称为导航台),两者相互配合才能产生导航信息,称为非自主式导航设备(或系统)。目前直升机上装备的自主式导航设备主要有多普勒导航雷达系统(DNS)、高度表、惯性导航系统(INS)等。非自主式导航设备目前主要有无线电罗盘和卫星导航系统等。

多普勒导航雷达系统是 1945 年左右开始发展的自主式导航系统。由多普勒导航雷达和导航计算机组成,其中多普勒雷达采用非相干脉冲体制,具有“自动风记忆”(由多普勒地速减去真空速计算而得)和世界磁差存储功能,总的定位误差为所飞距离的 $1\% \sim 2\%$ 。另外还有一种采用连续波体制的多普勒雷达也研制成功。它采用两收两发共四个天线,只有两个波束,测速精度为 $0.35\% \pm 0.3 \text{ km}$ 。接着,一批多普勒导航系统采用了连续波频率调制(FM—CW)体制。在 20 世纪 50 年代和 60 年代,当时机载惯性导航部件还未出现或普及,欧米伽远程无线电导航系统还未出现,多普勒导航系统曾经是唯一可以提供全球覆盖的导航系统。因此,多普勒导航在海、陆、空的军用飞机上广泛装备,大量安装到轰炸机、运输机、预警机、侦察机、战斗机和直升机上。从 1962 年开始,许多国家的国际航线为了远距离越洋飞行,也大量使用多普勒导航。许多精度高、体积小、质量轻和价格便宜的多普勒导航系统不断地被生产出来,型号随着科学技术的发展也在迅速更新换代。我国近几十年来,也已经生产了十几种型号的多普勒导航系统安装在各种飞机上。随着航空惯性导航技术的发展和 GPS 投入运行,出现了多普勒导航系统与惯性导航和 GPS 相结合的组合导航系统,提高了导航精度,并进一步扩展了多普勒导航雷达的应用领域。

多普勒导航雷达系统利用多普勒效应,根据从雷达斜下方发射的 $2 \sim 4$ 个波束的回波,检测出直升机相对于地面的地速和偏流角;或者在机体坐标系检测出的三维速度分量,经分解计算得出直升机当前的地理坐标位置和到达目的地的应飞航向、应飞距离和应飞时间等导航信息。多普勒导航雷达原理的学习,可以先从导航的基础知识入手,逐渐深入。

1.1 导航系统的一般概念

1.1.1 导航基本概念

“导航”是正确引导航行体(如直升机),沿着预定航线,在一定时间内,到达目的地。完成这一任务的系统或设备称为导航系统或导航设备。

为实现正确导航,要求随时知道航行过程中与航行有关的某些参数,如直升机的当时位置、航向、运动速度、偏流角、偏航距、偏航角等,这些参数统称为导航参数。

对有人驾驶的直升机来说,由领航员通过观测仪表,获得这些导航参数,甚至使用计算尺计算这些导航参数,然后驾驶直升机,按正确航线飞行。随着科学技术的发展,早期用人工观测或计算众多导航参数,然后决定驾驶直升机的飞行方式,已不能满足现代直升机导航的要求。因此,世界各国研制了各种导航系统,可自动地提供各种导航参数。在现代各种航行体上,导航系统已成为保证完成航行任务不可缺少的装备。

导航系统分为开环导航系统和闭环导航系统。对一般导航系统而言,如果只是提供各种导航参数,而不直接参与对直升机的航行控制,则导航系统在整个直升机系统中是一个开环系统。在一定意义上讲,导航系统只是一个信息处理系统,它把各种传感器测得的各种航行信息,处理成正确引导飞行所需要的导航参数。如果把导航系统与自动驾驶仪组合起来,导航系统将有关导航参数送给自动驾驶仪,自动驾驶仪根据得到的导航参数控制直升机按预定航线飞行。而新的航行参数,由导航系统进行处理,计算出新的导航参数……如此不断循环,便自动完成导航、飞行自动控制等一系列工作。这样,便构成一个闭环系统,这个闭环系统称为飞行自动控制系统,如图1-1所示。

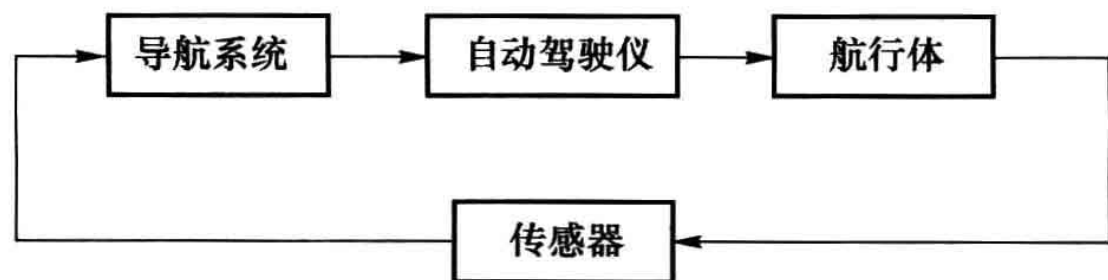


图 1-1 飞行自动控制系统

随着导航和自动控制技术的发展,特别是计算机技术的大量应用,使得飞行自动控制系统的作用已不仅局限于减轻飞行员的负担,而且已成为保证及提高飞行整体性能的重要手段。

1.1.2 导航方法

导航方法十分广泛,且随着科学技术的进步而不断发展。目前人们使用的导航方法有地标导航、地磁导航、天文导航、惯性导航、无线电导航、雷达导航、卫星导航及组合式导航等。在

上述这些导航方式中,无线电导航是利用地面的导航台来测量直升机的当前位置并计算出直升机相对地面的运动速度;卫星导航是通过分布在地球上空的卫星和安装在直升机上的接收机来确定直升机的当前位置,并计算直升机相对地面的运动速度;惯性导航则是利用力学中的惯性原理通过测量直升机运动的加速度,来计算直升机相对地面的运动速度和当前位置;而多普勒导航雷达导航是依据电磁波的多普勒效应来测量直升机相对地面运动速度并计算出直升机的当前位置。其中有一些,如无线电导航、卫星导航等,是需借助机载导航系统以外的设备实现导航的,如无线电导航(罗兰-C或欧米伽)是依赖地面导航台;卫星导航要依赖导航卫星,因此,称为他备式导航系统。而多普勒导航和惯性导航则完全依靠自身的作用,不依赖于任何地面和空中的辅助设备,便可实现对载机的导航,故称为自主式导航系统。

组合导航是继卫星导航(GPS)后兴起的一种新的导航方式。它是将上述两种或三种导航设备综合使用,相互取长补短,并实施现代信号理论中的最佳估值,从而使导航定位精度显著提高。目前,国内正在研究或装备的组合导航系统有多普勒/GPS、惯性/GPS、多普勒/惯性/GPS等综合导航方式。

从原理上讲,多普勒导航雷达导航是一种推算定位导航法,它利用航行速度、航向及航行时间,推算正在飞行中的直升机相对于起点的位置进行导航。多普勒导航利用多普勒效应,测取多普勒频移,计算直升机的运动速度,从而进行推算定位导航。

1. 多普勒导航雷达导航的优点

- ① 能自动连续地测量出直升机相对于地面的精确速度及瞬时位置等导航参数。
- ② 它不需要任何地面设备,就能完成导航任务。因此,多普勒导航雷达导航称为自主式导航。
- ③ 多普勒导航雷达测得的速度信息,只与直升机的相对运动有关,在地球上的任何地方都可得到,因此不受地理条件的限制,适合于全球导航。
- ④ 若多普勒导航雷达设计得当,则很少受外界气候条件的限制,基本上适用于全天候导航。
- ⑤ 航行前不需要调整,使用简单方便。

2. 多普勒导航雷达导航的缺点

- ① 由于多普勒信号具有起伏特点,测得的瞬时速度没有平均速度那样精确。
- ② 系统给出的当前位置误差,特别是在平静海面记忆状态时,随着航行距离的增加而增加。
- ③ 系统要求航向基准具有足够高的精度,否则会导致较大的位置误差。

1.1.3 导航坐标系

导航系统使用机载设备测量并计算各种导航参数,其中任务之一就是测算当前位置。由于直升机相对于地面运动,所以将使用地面系统中的坐标系及直升机系统中的坐标系。它们

第1章 直升机多普勒导航雷达基础知识

包括地理坐标系、地面坐标系、网格坐标系、机体坐标系、水平面坐标系和极坐标系。下面对这些坐标系做一简单介绍。

1. 地理坐标系

直升机在地球周围大气层中运动时,其空间位置,常用它在地球表面铅垂线投影点的经、纬度及高度来表示。这个经、纬度及高度就是用来描述直升机在空间的地理坐标系参量。

2. 地面坐标系

地面坐标系以直升机在地球表面的铅垂线投影点为坐标原点,以经过此点的经线为纵轴(称为 N 轴,指向北为正),以通过此点的纬线为横轴(称为 E 轴,指向东为正),如图 1-2 所示。

3. 机体坐标系

机体坐标系固定于直升机机体内,坐标系原点 O 为直升机机体重心, x_a 与机体纵轴一致,并指向机头方向; y_a 在直升机水平面内,与纵轴 x_a 垂直,并指向机体右边;立轴 z_a 垂直于直升机机体水平面,并指向座舱盖方向,如图 1-3 所示。

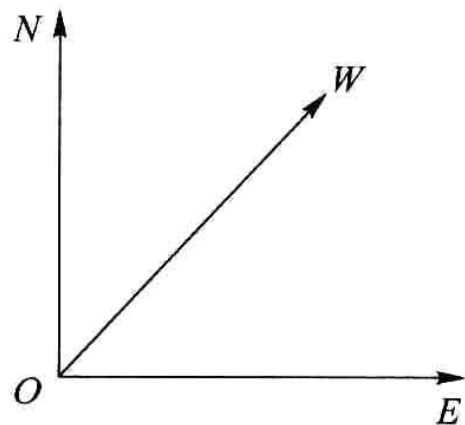


图 1-2 地面坐标系

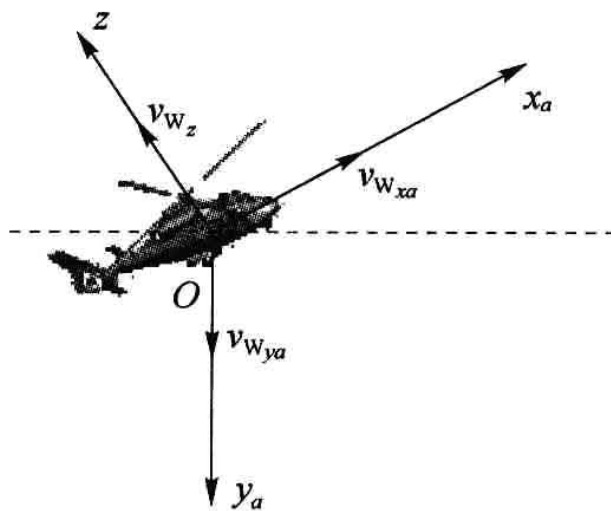


图 1-3 机体坐标系

4. 水平面坐标系

水平面坐标系是一种导出坐标系,它是直升机机体坐标系在水平面上的投影。水平面坐标系原点与机体坐标系原点一致,纵轴 x 为机体坐标系 x_a 轴在水平面上的投影,立轴 z 垂直于水平面,向上为正,横轴 y 与 xz 轴水平面垂直,指向右为正。

5. 网格坐标系

在地面坐标系中,以地理经线及纬线为 N 轴及 E 轴,在低纬度区域,它们相互垂直,但随着纬度的增加,尤其在极区, N 轴与 E 轴之间的垂直度越来越差,因此,在高纬度区,使用地面坐标系计算导航参数,会导致较大误差,为解决此问题,使用网格坐标系。

网格坐标系是在高纬度区建立的平面直角坐标系。以网格坐标原点为网格中心 G ,用某一点的经度和纬度表示。通过网格中心 G 的子午线(真经线)称为网格坐标系的网格赤道,与

第1章 直升机多普勒导航雷达基础知识

其平行的小圆,称为网格纬度。通过网格中心 G ,垂直于网格赤道的大圆为网格坐标系的网格起始子午线,垂直于网格赤道的其他大圆,称为网格经线。以网格赤道、网格子午线为 x 轴、 y 轴的直角坐标系,就是网格坐标系,如图 1-4 所示。

6. 极坐标系

在地面上给定一点 O 及射线 OA (在导航系统中 OA 指向正北),则地面上任一点的位置 M 可用两个数 γ 及 θ 来表示(见图 1-5),这样规定的数 γ 及 θ 称为点 M 的极坐标, γ 称为极径, θ 为极角, O 为极点, OA 为极轴。

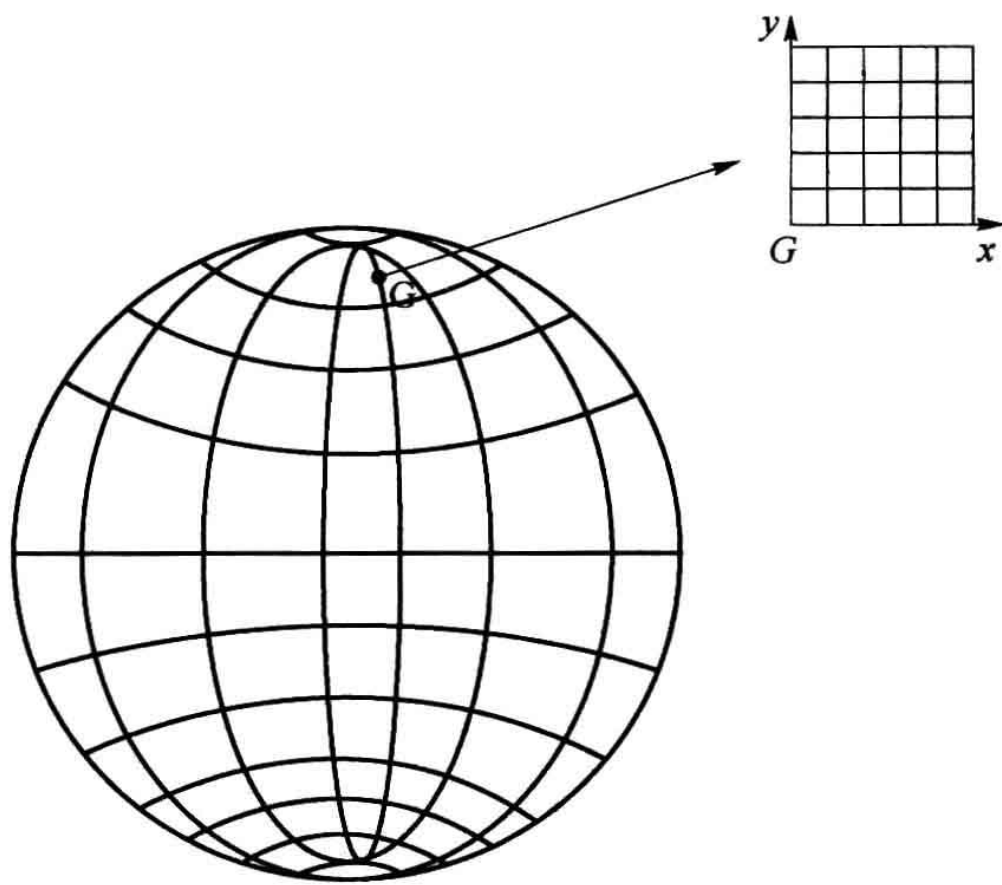


图 1-4 网格坐标系

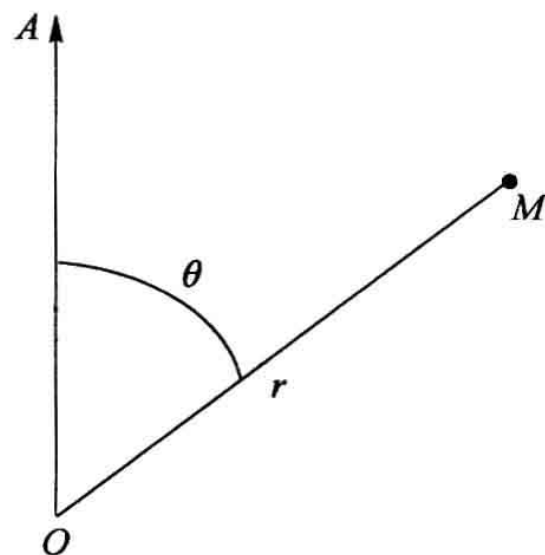


图 1-5 极坐标系

1.1.4 航行三角形

直升机的航行,除了受到发动机推力产生的空速作用外,还受风速、风向等因素的影响。下面我们研究风对直升机飞行的影响。

1. 无侧风情况下的飞行

在有、无侧风情况下,直升机的飞行是不同的。顺风飞行时,直升机速度增加;逆风飞行时,直升机速度降低。所谓侧风,是方向与航向不一致的风,这不但影响直升机的速度,而且影响直升机的航迹。图 1-6 所示为无侧风情况下直升机的航行示意图。图中 N 为正北方向; V 为直升机空速,它是直升机相对于空气的运动速度; θ_{HX} 是航向角,是直升机纵轴与正北方向之间的夹角,称为航向角; h 是飞行高度。图中实线为直升机在空中的航线,虚线是直升机航线在地面上的投影,称为航迹线,航迹线与正北方向之间的夹角称为航迹角 θ_{HJ} 。 v_w 是地速,它是直升机在地面上的投影点的移动速度,即为直升机相对于地面的水平运动速度。 θ_{HJ} 及 v_w 表明直升机相对于地面的运动情况。

在无侧风情况下,航向角与航迹角相等。此时,直升机机头对准哪里,就飞往哪里。

第1章 直升机多普勒导航雷达基础知识

2. 有侧风情况下的飞行

实际上,空中总是有风的,而侧风是经常的现象。为了便于计算,规定风向为风头的方向,风向与正北方向之间的夹角为风向角,用 θ_{FX} 表示,也称为下风方向。风的速度称为风速,用 U 表示。直升机在空中的飞行会受风的影响,而随风飘移。图 1-7 是在有侧风情况下直升机的航行情况。

在图 1-7 中,假设直升机以无侧风时的航向和空速,由 O 点飞向 A 点,但由于受侧风影响,直升机在空中,由自身推力向前运动的同时,还会受到风力影响而朝下风方向飘移,因此,经过一定时间,直升机将到达与 A 点相距 ΔS 的 B 点上空。很明显,这时直升机将沿着 OB 线的正方向飞行。

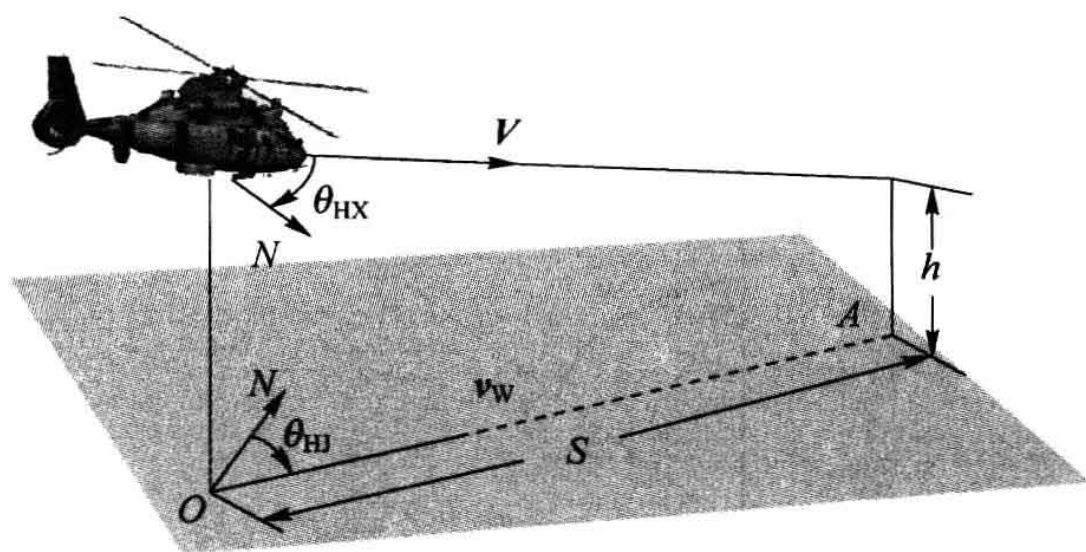


图 1-6 直升机在无侧风情况下的航行

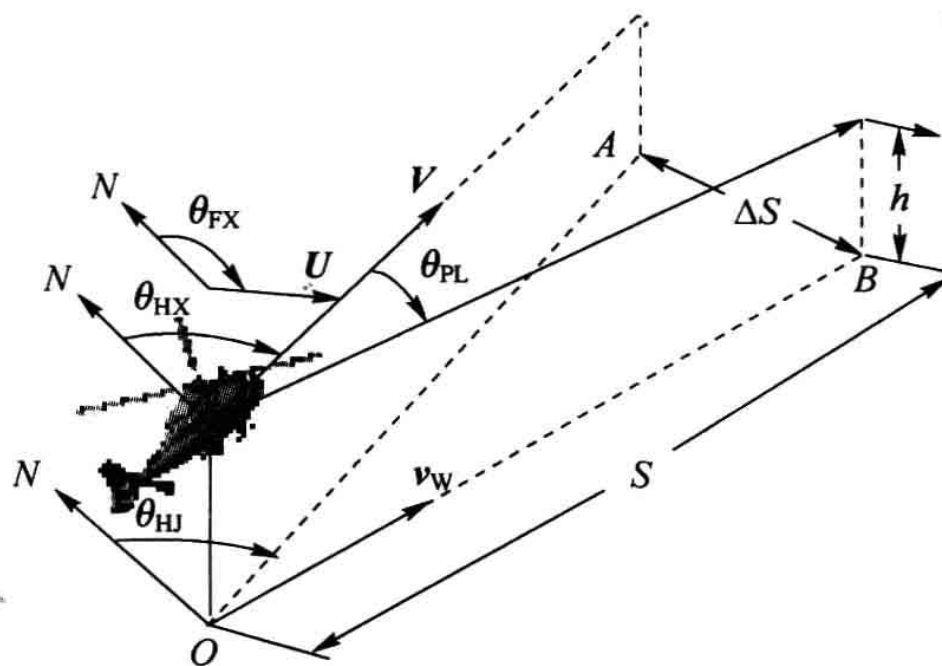


图 1-7 直升机在有侧风情况下的航行

由此可见,在有侧风情况下,直升机的航迹角 θ_{HJ} 不等于直升机的航向角 θ_{HX} ,地速 v_w 不等于空速 V ,所以地速矢量 v_w 与空速矢量 V 不一致。因此,侧风使直升机不是飞到机头所对准的某地上空,而是飞到下风方向的另一地点上空。

3. 航行三角形

为了说明直升机在有侧风情况下的航行规律性,应研究航迹角 θ_{HJ} 、地速 v_w 、航向角 θ_{HX} 、空速 V 、风向 θ_{FX} 和风速 U 之间的关系。

直升机相对于空气的运动用空速矢量 V 来表示,空气相对于地面的运动用风速矢量 U 来表示,直升机相对地面的运动用地速矢量 v_w 来表示。很显然,地速矢量 v_w 是空速矢量 V 与风速矢量 U 的合成矢量,如图 1-8 所示。这个由空速矢量 V 、风速矢量 U 和地速矢量 v_w 三条边构成的三角形称为航行速度三角形。

由图 1-8 可见,航迹角与航向角之间的关系可用空速矢量与地速矢量之间的夹角来表示,这个夹角称为航向偏流角,用 θ_{PL} 表示。图 1-9 表示,在不同侧风时,地速矢量与风速矢量之间的相对关系。

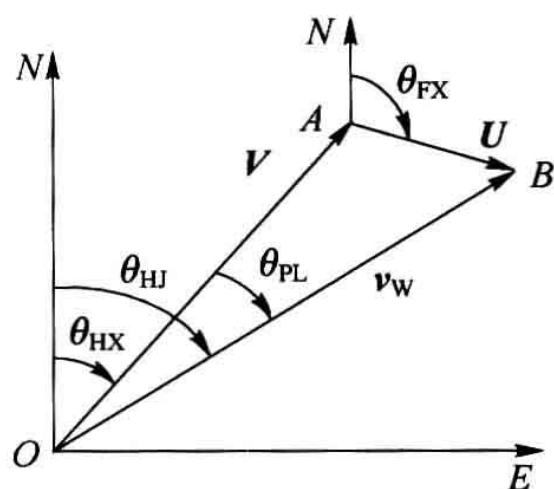


图 1-8 航行三角形

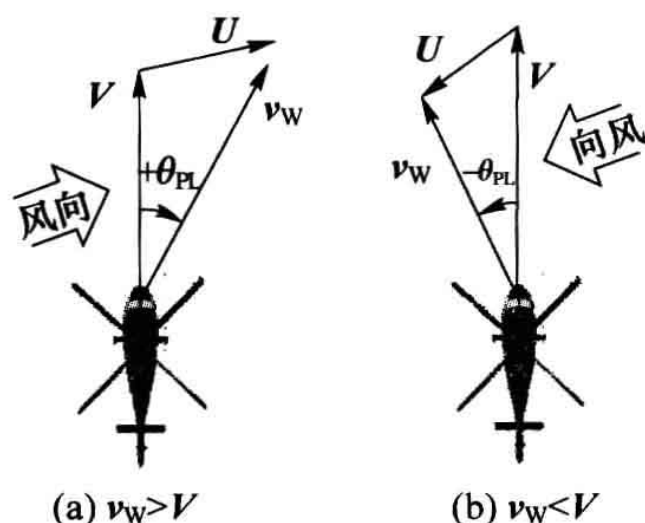


图 1-9 侧风不同时的偏流角

由图 1-9 可见,在左侧风时,地速矢量偏向空速矢量的右边,此时的偏流角规定为“ $+\theta_{PL}$ ”;反之,规定为“ $-\theta_{PL}$ ”。从该图可以看出,顺着侧风航行时,地速大于空速,而逆着侧风航行时,地速小于空速。

航迹角 θ_{HJ} 与航向偏流角 θ_{PL} 之间关系为

$$\theta_{HJ} = \theta_{HX} + \theta_{PL}$$

由以上分析可见,直升机在有侧风情况飞行时,只要测出直升机的地速及航向偏流角,将直升机的航向修正一个偏流角,使目的地处于航迹角方位上,就能使直升机准确地飞抵目的地上空。还可根据地速大小,精确算出到达目的地上空的飞行时间。

存在侧风时产生偏流还可从侧风使直升机产生横向速度来理解。

将侧风分解为二个风,一个风与直升机航向一致,它影响直升机纵向地速 v_{Wx} ;另一个风与直升机航向垂直,使直升机产生一个横向地速 v_{Wy} ,影响直升机航迹角,其情况如图 1-10 所示。

从图 1-10 中可以得到偏流角 θ_{PL} 、地速 v_W 与纵向地速 v_{Wx} 、横向地速 v_{Wy} 之间的关系,即

$$\tan \theta_{PL} = \frac{v_{Wy}}{v_{Wx}}, \quad v_W = \sqrt{v_{Wx}^2 + v_{Wy}^2}$$

由此可见,如测出直升机的轴向地速 v_{Wx} 、 v_{Wy} ,可以算出偏流角 θ_{PL} 及地速 v_W 。也就是说,测 v_{Wx} 、 v_{Wy} 与测 θ_{PL} 、 v_W 具有同等意义。

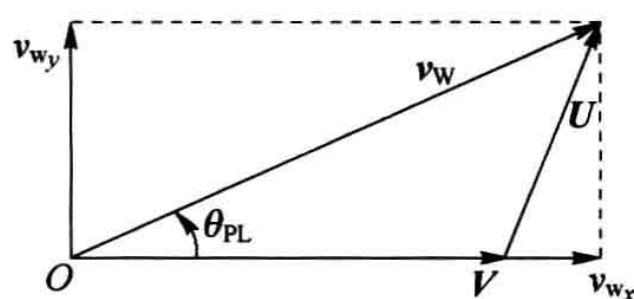


图 1-10 直升机地速与偏流角之间的关系

1.2 多普勒导航雷达的主要组成部分

按照辐射信号的形成,多普勒导航雷达可以分成两大类,即连续波多普勒导航雷达和脉冲波多普勒导航雷达。连续波多普勒导航雷达根据其频率是否受调制,又可分成简单连续波多

第1章 直升机多普勒导航雷达基础知识

普勒导航雷达和调频连续波多普勒导航雷达;而脉冲波多普勒导航雷达按其信号相干的特性,又可分成自相干脉冲多普勒导航雷达和相干脉冲多普勒导航雷达。

以上四种体制的多普勒导航雷达虽然各有其特点,但基本组成是相同的,即主要包括收发系统、天线、频率测量器或频率跟踪器等,如图1-11所示。

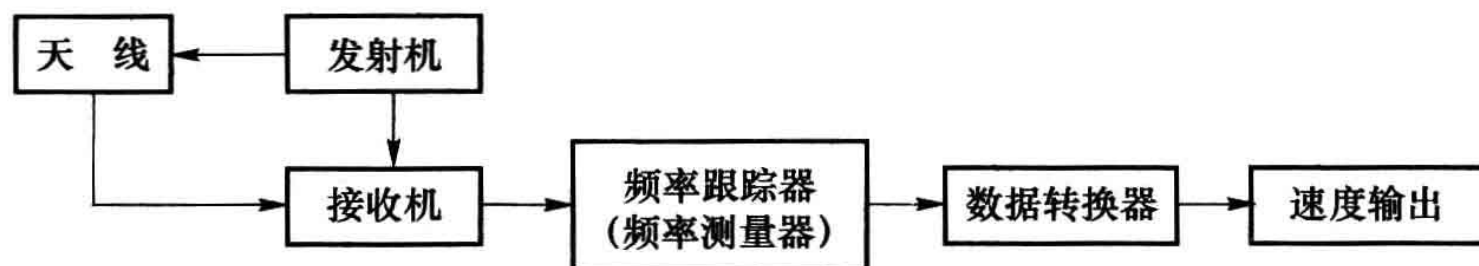


图 1-11 多普勒导航雷达基本组成框图

1.2.1 天 线

在多普勒雷达中,为了提高测速的精度和灵敏度,减小大气、雨雾等对电波的衰减和散射,以及减小天馈线的体积质量和天线的开口尺寸,其工作频率通常选择为 X 和 K_U 频段。雷达通常所选用的天线种类有抛物面天线、透镜天线和波导缝隙天线。多普勒雷达所使用的各类天线应该满足下述的要求:能够在指定的方向上形成所需要的波束形状和方向性图,并且在发射频率和环境温度发生变化,以及在机械振动和冲击等情况下,能够保证波束在空间中的位置不发生改变,否则将会给地速的测量带来较大的误差。另外,天线的旁瓣电平应当尽可能低一些,以减小旁瓣杂波干扰电平和消除频率测量电路的错误跟踪,通常希望旁瓣电平低于 -20 dB。其次,设计的天线应该体积小、质量轻,并且成本低。

抛物面天线和透镜天线的辐射器到反射器和聚焦部件总是存在着一定的距离,因而它们属于厚型天线,所占据的空间位置比较大,在飞机上的安装也不方便,因此很少采用。波导缝隙天线的厚度基本上取决于波导的尺寸,因而它属于薄型天线,在形成相同的波束时,占据的空间位置比其他两种天线小。特别是在采用可动天线系统时,使用波导缝隙天线更为有利,其结构形状也便于安装和转动。另外,在波导缝隙天线中,可以通过改变各辐射缝隙的馈电相位来控制天线所形成的波束方向和波束形状,因而很容易实现形成几条波束和对波束的转换控制。同时,这种天线还具有使雷达所测量的多普勒频率值与发射频率的变化无关的优点。所以,在现代研制和生产的多普勒雷达中,更广泛地采用了波导缝隙天线。

1.2.2 收发系统

1. 简单连续波多普勒导航雷达的收发系统

在连续波多普勒导航雷达中,收发系统比较简单。发射机产生并通过天线向地面发射频率稳定度很高的单频等幅连续波振荡信号 f_0 ;同时接收机接收来自地面反射回来的信号,该信号是一个中心频率为 $f_0 + f_{d0}$ 的频谱信号。在接收机的晶体混频器中,接收信号与发射机耦

合过来的基准信号进行混频,就可以得出需要的多普勒频谱信号 f_d 了。

最简单的连续波多普勒导航雷达,是采用“零中频”的接收机,如图 1-12 所示。其晶体混频器输出的差频信号是以 f_{d0} 为中心的低频多普勒频谱信号。因而,在接收机中没有中频放大器采用一般的低频放大器,可将信号放大后送到频率跟踪器。

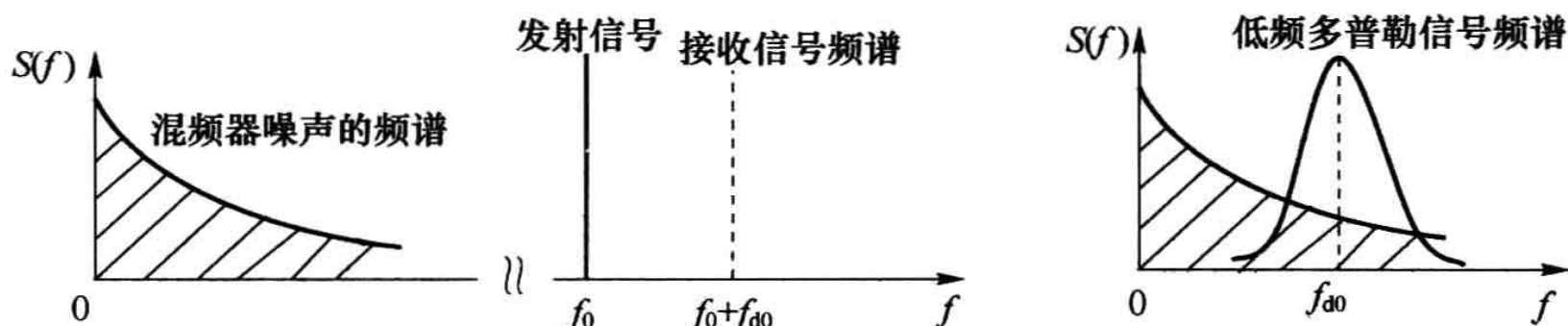


图 1-12 “零中频”接收机多普勒频谱信号

这种接收机的优点是电路比较简单,但它的缺点是在多普勒信号频段内($0 \sim 20$ kHz),噪声电平比较高。这种噪声主要是由晶体混频器产生的,此外,设备和元器件的机械振动也会在音频频段内产生噪声。所以,接收机的灵敏度较低,实践证明,它比超外差接收机低 $15 \sim 20$ dB。另外,由于这种噪声频谱密度的不均匀性,会使多普勒信号频谱的分布变得不对称,给地速的测量带来误差。因此,“零中频”接收机通常仅应用在要求不高的多普勒导航雷达中。

为了消除低频噪声对接收机灵敏度的影响,可以采用二次变频的超外差式接收机,图 1-13(a) 为二次变频超外差接收机信号图。在这种接收机中,接收信号和本振信号(f_L)先进行一次混频,取出差频分量作为中频信号,使多普勒信号在中频频段上放大,如图 1-13(b) 所示,即变换成以 $f_{IF} + f_{d0}$ 为中心频率的频谱信号。由于中频信号一般选择为十几~几十兆赫,因而,避开了低频噪声对多普勒信号的影响。该信号经过中频放大器放大,与中频频率 f_{IF} 在第二混频器上再进行一次混频,取出其差频分量,就得到所需要的以 f_{d0} 为中心频率的低频多普勒频谱信号(见图 1-13(c))。这样就避开了低频噪声的影响,提高了接收机灵敏度和测量精度。

在超外差式接收机中,通常采用图 1-14 所示方案来消除本振信号频率不稳定性对测量多普勒频率的影响。

在图 1-14 (a) 所示的方案中,发射机通常采用速调管,产生频率为 f_0 的连续振荡信号,该信号一方面馈送给发射天线,同时还加到平衡调制器(混频器)。另外,本地振荡器产生的频率为 f_L 的中频本振信号,也加到平衡调制器,其输出端将产生两个旁频分量 $f_0 \pm f_L$,窄带滤波器取出其差频分量 $f_0 - f_L$ 加到晶体混频器作为本振信号,由接收天线接收的中心频率为 $f_0 + f_{d0}$ 的多普勒频谱信号,也送到该混频器。这两个信号混频的差频分量经过中频放大器放大,输出中心频率为 $f_0 \pm f_L$ 的中频多普勒频谱信号送到平衡混频器。该信号与本地振荡器来的本振信号 f_L 在平衡混频器中进行混频。其差频分量经过低频放大器放大,得出中心频率为 f_{d0} 的多普勒频谱信号,送到频率跟踪器。可见,在两次混频过程中,本振信号 f_L 都是由