

监视数据处理

随着卫星通信和地空数据链技术的发展,雷达已经不是空管监视的唯一手段,自动相关技术、多点定位技术等在空中管系统中的作用表现得越来越重要。新的监视手段可以减少位置报告的误差,可对非雷达空域进行监视,提供更为精确的位置数据。但在当前以雷达管制为主的工作环境下,雷达数据的自动化处理对于管制工作的重要性又是毋庸置疑的。

3.1 监视传感器

本节将对航管一次监视雷达、二次监视雷达、多点定位系统、合同式自动相关监视、广播式自动相关监视等几种常用的空管监视技术进行简要介绍,并对其优缺点进行比较。

(1) 一次监视雷达

一次监视雷达(Primary Surveillance Radar, PSR)是一种发射微波的扫描波束,并接收从被测物体(目标)反射的回波而工作的无线电探测与测

距系统,其对航空器目标的探测能力与目标与雷达间的距离、大气的电磁传导性能、目标的雷达截面积、地杂波等影响有关,并且一次监视雷达无法识别航空器的身份,因此难以满足空中交通管理的要求。

一次雷达可以分成航路监视雷达(Aero-route Surveillance Radar, ARSR)、机场监视雷达(Surface Movement Radar, SMR)、机场地面探测设备(Airport Surface Detection Equipment, ASDE)三类。

(2) 二次监视雷达

二次监视雷达(Secondary Surveillance Radar, SSR)与一次监视雷达的工作方式不同,它由发射询问信号的地面站和机载应答机配合而成,采用询问/应答的工作方式,同时具有雷达与通信的特点。地面站通过接收机载应答机的应答信号获得航空器的位置信息。二次监视雷达主要包括两种模式:A/C模式和S模式。其中A/C模式,应答机返回的应答信号中包含航空器识别码(A模式)及航空器的气压高度信息(C模式)。S模式二次监视雷达是A/C模式二次监视雷达的改进模式,除了具有A/C模式的所有功能外,还包含了利用航空器24位地址码进行选择呼叫功能及双向的数据链通信功能。

(3) 多点定位系统

多点定位系统利用多个地面台站,同时接收机载应答机的应答信号,利用信号到达时间差技术(Time Difference Of Arrival, TDOA)实现目标的精确定位。多点定位系统的定位精度由地面台站与航空器的几何位置关系及时间测量精度决定,目前多点定位系统主要应用于机场进近区域,称作MLAT(Multilateration),及在此基础上发展的应用于航路监视的广域多点定位系统(Wide Area Multilateration, WAM)。

(4) 合同式自动相关监视

合同式自动相关监视(Automatic Dependant Surveillance-Contract, ADS-C),利用机载卫星定位系统获得的航空器位置信息,并通过机载设备

将航空器位置信息及预计航路、空速、地速、大气数据等机载设备信息利用机载设备通过地-空数据链发送给地面台站。其信息交换需要数据收发双方事先约定通信协议。合同式自动相关监视一般应用在海洋和内陆边远等没有监视的区域,或者应用在空中交通流量较小的空域。一般情况下,ADS-C 采取卫星和 VHF 通信,通信周期为 5min,紧急情况下通信周期为 1min。

(5) 广播式自动相关监视

广播式自动相关监视(Automatic Dependant Surveillance-Broadcast, ADS-B),同样利用机载卫星定位系统获得的航空器位置信息,并通过机载设备将航空器位置等信息通过机载设备发送给地面台站。相较于合同式自动相关监视,广播式自动相关监视不需要通信双方事先约定协议,而采用广播方式,其通信周期最短可达到 1s。可以在无法部署航管雷达的大陆地区为航空器提供优于雷达间隔标准的虚拟雷达管制服务;在雷达覆盖地区,即使不增加雷达设备也能以较低代价增强雷达系统监视能力,提高航路乃至终端区的飞行容量。

以上 5 种空管监视传感器的优缺点对比如表 3-1 所示。

表 3-1 5 种空管监视传感器的优缺点对比

传 感 器	优 点	缺 点
一次监视雷达	<ul style="list-style-type: none"> • 非合作目标(未安装相应机载设备的航空器)的探测 • 可用于场面监视 • 高的数据完整性 	<ul style="list-style-type: none"> • 无法识别目标 • 无法获得目标高度信息受发射功率限制,作用距离较近 • 延时较大、数据率低
二次监视雷达	<ul style="list-style-type: none"> • 除提供距离、俯仰信息外,还提供气压高度及目标识别信息 • 相对一次监视雷达抗干扰性能更好 • 采用询问、应答方式,具有更远的作用距离 • S 模式具备地-空数据链 • 中等的数据完整性 	<ul style="list-style-type: none"> • 由于应答机处理延时,不可用于场面监视 • A/C 模式由于询问和应答混叠会带来大量的异步干扰和同步串扰 • 延时较大、数据率低

续表

传 感 器	优 点	缺 点
多点定位系统	<ul style="list-style-type: none"> • 与二次监视雷达共享机载设备 • 可用的场面监视 • 需使用 S 模式二次监视雷达设备 • 延时较小、数据率高 • 定位精确 	<ul style="list-style-type: none"> • 由于系统需 4 个地面站,对于航路监视的应用需考虑布站问题
合同式自动相关监视	<ul style="list-style-type: none"> • 用于无雷达覆盖区域 • 提供“计划航路”信息 • 具备地-空数据链 	<ul style="list-style-type: none"> • 定位信息完全依靠航空器发送的数据 • 数据率很低 • 需 GPS 信号
广播式自动相关监视	<ul style="list-style-type: none"> • 高数据率 • 定位精确 	<ul style="list-style-type: none"> • 定位信息完全依靠航空器发送的数据 • 需 GPS 信号

尽管当前监视手段多种多样,但目前整个民航系统还是以雷达监视作为主要监视手段,下面将对雷达数据处理方式进行详细讲解。

3.2 雷达数据处理

在空中交通管制系统中,系统实时处理来自一次雷达、二次雷达、ADS 等监视数据,提供管制人员监视空域的全面信息。数据融合提供了一个非常有力的多源数据处理工具,将来自多信息源的信息进行融合,获得比单信息源更精确和完整的关于目标的判断与描述,这对于建立空中交通管制系统来说是非常重要的。

人们把现代雷达信息处理技术分成 3 个层次,即

- 雷达信号处理与目标检测(雷达信息一次处理)。
- 单部雷达数据处理(雷达信息二次处理)。
- 多部雷达系统数据融合(雷达信息三次处理)。

雷达信息一次处理的作用是在杂波、噪声和各种有源或无源干扰的背景中,提取有用信息,即提升信号,抑制杂波、噪声和干扰,提高信噪比,以

较高的概率发现目标。

雷达信息二次处理是对单个雷达一次处理给出的点迹与数据库中的所有航迹进行相关,然后进行外推、滤波等处理,以对目标的状态进行估计并形成单雷达航迹(也叫跟踪),即单雷达数据处理。

雷达信息三次处理通常在信息处理中心完成的,它所完成的是多雷达或多传感器的信息处理。三次处理的对象是多雷达一次处理后的点迹或二次处理后的航迹。对多部雷达或传感器的点迹或航迹的处理通常称作多雷达数据处理或多传感器数据融合。

这里主要讨论雷达信息的第二次及第三次处理,即单雷达数据处理和多雷达数据处理。

3.2.1 雷达数据前端处理

1. 协议格式转换

系统在进行雷达数据处理前,首先需要将各个雷达厂家的雷达信号接入空管自动化系统中,由于各个厂家的雷达数据传输控制协议和格式有所不同,一般首先将外部的雷达信号转换为广播或组播的网络信号,然后再将不同数据格式转换为内部统一的格式。目前国内雷达数据传输协议采用 OSI 参考模型中的数据链路层协议,该协议又分为异步协议和同步协议,同步协议又主要包括 BISYNC 和 HDLC 两种。考虑民航实际应用中以 HDLC 协议为主,下面就详细介绍 HDLC 协议。

1) HDLC 简介

高级数据链路控制(High-Level Data Link Control, HDLC),是一个在同步网上传输数据、面向比特的数据链路层协议,它是由国际标准化组织(ISO)根据 IBM 公司的 SDLC(Synchronous Data Link Control)协议扩

展开开发而成的。

2) HDLC 的帧类型

HDLC 共有 3 种帧类型,分别为信息帧(I 帧)、监控帧(S 帧)和无编码帧(U 帧),其中信息帧用于传送有效信息或数据,通常简称 I 帧,I 帧以控制字第一位为“0”来标志;监控帧用于差错控制和流量控制,通常简称 S 帧。S 帧以控制字段第一、二位为“10”来标志;无编号帧因其控制字段中不包含编号 N(S)和 N(R)而得名,简称 U 帧。U 帧用于提供对链路的建立、拆除以及多种控制功能。

3) HDLC 的帧结构

HDLC 的帧结构如图 3-1 所示,下面将对数据帧中的每一个字段分别进行详细说明。

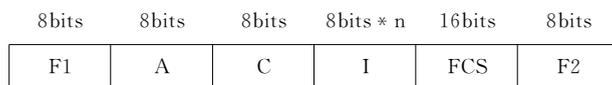


图 3-1 HDLC 的帧结构

(1) 标志段(F)

标志字段为 01111110 的比特模式,用以标志帧的起始和前一帧的终止。标志段也可作为帧与帧之间的填充字符。通常在不进行帧传送时,信道仍处于激活状态,在这种状态下,发方不断地发送标志字段,便可认为一个新的帧传送已经开始。采用“0 比特插入法”可以实现 0 数据的透明传输。

(2) 地址字段(A)

地址字段的内容取决于所采用的操作方式。在操作方式中,有主站、从站、组合站之分。每一个从站和组合站都被分配一个唯一的地址。命令帧中的地址字段携带的是对方站的地址,而响应帧中的地址字段所携带的地址是本站的地址。某一地址也可分配给不止一个站,这种地址称为组地

址,利用一个组地址传输的帧能被组内所有拥有该组地址的站接收。但当
一个站或组合站发送响应时,它仍应当用它唯一的地址。还可用全“1”地
址来表示包含所有站的地址,称为广播地址,含有广播地址的帧传送给链
路上所有的站。另外,还规定全“0”地址为无站地址,这种地址不分配给任
何站,仅作测试。

(3) 控制字段(C)

控制字段用于构成各种命令和响应,以便对链路进行监视和控制。发
送方主站或组合站利用控制字段来通知被寻址的从站执行约定的操作;
相反,从站利用该字段作对命令的响应,报告已完成的操作或状态的变化。
该字段是 HDLC 的关键。控制字段中的第一位或第一、第二位表示传送
帧的类型,HDLC 中有信息帧(I 帧)、监控帧(S 帧)和无编号帧(U 帧)3 种
不同类型的帧。控制字段的第 5 位是 P/F 位,即轮询问/终止(Poll/
Final)位。

(4) 信息字段(I)

信息字段可以是任意的二进制比特串。比特串长度未作限定,其上
限由 FCS 字段或通信站的缓冲器容量来决定,目前国际上用得较多得是
1000~2000 比特;而下限可以为 0,即无信息字段。但是,监控帧(S 帧)中
规定不可有信息字段。

(5) 帧校验序列字段(FCS)

帧校验序列字段可以使用 16 位 CRC,对两个标志字段之间的整个帧
的内容进行校验。CCITT V4.1 建议 FCS 的生成多项式为 $X^{16} + X^{12} + X^5 + 1$ 。

目前国内民航系统主要使用 RAYTHEON、TOSHIBA、WESTHOUSE、
ALENIA、THOMSON 等公司的雷达,常见的雷达格式有 ASTERIX、CD2、
MP2、TOSHIBA、MH/4008—2000 等。考虑民航实际应用中以 ASTERIX 为
主,下面主要介绍 ASTERIX 协议的具体结构。

ASTERIX 协议的雷达报文可以包括一个或多个数据块,各个数据块可以属于不同的数据种类。一个数据块由数据种类(CAT)、数据块长度标识(LEN)以及若干个记录组成。数据块的格式如下:

CAT	LEN	数据记录(1)	数据记录(1)	...	数据记录(<i>n</i>)
1 个字节	2 个字节	可变字节长度	可变字节长度	...	可变字节长度

(1) 数据种类

数据种类(CAT)是表明传输的数据所属的类别,在传输格式中占一个字节的长度。把不同用户间通过通信介质交换的信息分成 256 类,其分类原则规定如下:

- (a) 000~127 数据种类作为军航和民航标准的雷达数据。
- (b) 128~240 数据种类作为军航特殊应用预留。
- (c) 241~255 数据种类作为军航和民航非标准的雷达数据预留。

(2) 数据块长度

数据块长度规定如下:

- (a) 数据块长度为数据种类字段、数据块长度标识字段以及数据记录的长度之和。
- (b) 数据块长度标识字段在传输格式中占用 2 个字节长度。
- (c) 数据块的长度是可变的,但始终是以 8 位为字节单位的整数倍。

(3) 数据记录

每一个数据块可以包含一个或多个数据记录,每一个数据记录应包含一组相同数据种类的雷达信息,把这些雷达信息定义成一个标准化的数据项,对于每一个数据种类,其数据项目录也应是标准化的。数据记录的具体格式如下:

字段说明(FS)	数据字段(A)	数据字段(C)	数据字段(N)	数据字段(Q)
一个或多个字节	一个或多个字节	一个或多个字节	一个或多个字节	一个或多个字节

字段说明(FS)是对 UAP(User Application Profile)的描述,表示随后的记录中将是一些什么数据项。FS 中各位的 0 和 1,就是对 UAP 中的选项进行选择。FS 的每一位对应 UAP 中的一个数据项,0 表示不选,1 表示选取。FS 后面的字节依次为这些数据项,每种雷达数据类型都有自己的数据项。

2. 数据解析

雷达数据经过协议格式转换处理后转换为统一格式,然后进行雷达数据前端解析,经过对每路信息的解析后,不同目标的属性存放在系统定义的数据结构中,包括每批目标的二次代码、航迹号、位置、高度、速度和航迹特性等,然后进行雷达数据质量的检测和比选。系统通过周期性的统计,计算接收数据的错误率、丢帧数等,并通过对校验码检查、正北/扇区信息连续性、雷达目标报告必备项丢失和格式正确性检查,用于判断某路雷达信号质量是否正常,为通道的比选和故障排查提供依据。必要时进行主、备通道切换,或产生相应的告警信息。

3. 坐标转换

由于在雷达信号中以极坐标的方式来表示飞机的飞行位置,这与地图、航线所使用的经纬度地理坐标属于不同的坐标系,为了能够在综合数据显示端中显示飞机的真实位置,需要统一两者的坐标系。根据空管自动化系统的不同,对地图的投影和坐标的变换也不尽相同。

同时在坐标转换过程中需要对坐标进行修正,包括距离的修正和方位的修正。距离的修正主要将雷达的斜距转换为地面距离,方位的修正需要

根据雷达站所在位置的磁偏角对方位进行修正。正北修正是调节雷达方位数据使之与真北对齐。由于修正因素和雷达站所在的经纬度和海拔高度有关,因此不同雷达所对应的修正因素不同。

3.2.2 单雷达数据处理

单雷达数据处理的输入是进行雷达数据前端处理后送来的点迹。在对点迹数据进行相关、滤波等处理后获得航空器的状态信息(包括位置、速度、加速度等),这一过程也常被称为目标跟踪。

相关是指将同一目标的点迹与其对应的航迹进行配对,以保证同一目标的新获得点迹与历史数据相关。相关上的点迹被归并到相应的航迹,没有相关上的点迹被保留下来,直到在以后有限的几个扫描周期中满足目标起始准则,然后建立新的航迹;未满足目标起始准则的点迹被判定为假点迹,它们可能是由杂波剩余或干扰形成的,予以剔除。

在进行相关处理后还需要对航空器目标的状态信息进行估计,即滤波处理。目前,Kalman 滤波器及 α - β 滤波器理论已经被广泛应用于各个领域,特别是空管自动化系统中,下面将对这两种方法进行详细阐述。

1. Kalman 滤波器

由 Kalman 于 1960 年提出的 Kalman 滤波是一种线性最小均方误差估计算法。通过状态空间方法来构建系统模型,并容易在计算机上实现。Kalman 滤波具有良好的滤波特性,在线性高斯白噪声假设条件下,其滤波过程为最优线性状态估计算法,得到最优状态估计值。

考虑一个由向量差分方程描述的离散时间线性系统,该系统受加性高斯白噪声的影响。系统的状态方程为

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{G}(k)\mathbf{u}(k) + \mathbf{w}(k), \quad k = 0, 1, \dots \quad (3-1)$$

式中, 状态向量为 $\mathbf{x}(k) \in \mathbf{R}^{n_s \times 1}$, $\mathbf{u}(k) \in \mathbf{R}^{n_u \times 1}$ 为已知的输入向量; $\mathbf{w}(k) \in \mathbf{R}^{n_s \times 1}$ 为均值为零的高斯白噪声序列, 其协方差为

$$E[\mathbf{w}(k)\mathbf{w}(k)^\top] = \mathbf{Q}(k) \quad (3-2)$$

系统的测量方程为

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{H}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{v}(k) \quad (3-3)$$

式中, 观测向量为 $\mathbf{z}(k) \in \mathbf{R}^{n_z \times 1}$; $\mathbf{v}(k) \in \mathbf{R}^{n_z \times 1}$ 为零均值的高斯白噪声序列, 其协方差为

$$E[\mathbf{v}(k)\mathbf{v}(k)^\top] = \mathbf{R}(k) \quad (3-4)$$

假设已知矩阵 $\mathbf{F}(k)$ 、 $\mathbf{G}(k)$ 、 $\mathbf{Q}(k)$ 和 $\mathbf{R}(k)$, 且可能是时变的。换句话说, 系统可能是时变的, 噪声也可能是非平稳随机噪声。初始状态 $x(0)$ 为未知的服从高斯分布的随机变量, 假设已知其均值和方差。此外, 假设过程噪声与测量噪声序列及其初始值是相互统计独立的。

在 Kalman 滤波算法中, 如果给定初始值 $\hat{\mathbf{x}}(0|0)$ 和 $\mathbf{P}(0|0)$, 根据 $k+1$ 时刻的观测值 $\mathbf{z}(k+1)$, 通过递推, 可以计算出 $k+1$ 时刻的状态估计值 $\hat{\mathbf{x}}(k+1|k+1)$ ($k=0, 1, \dots$), 及其协方差为 $\mathbf{P}(k+1|k+1)$ 。

Kalman 递归算法的主要步骤如下:

(1) 状态一步预测方程

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1|k) = \mathbf{F}(k)\hat{\mathbf{x}}(k|k) + \mathbf{G}(k)\mathbf{u}(k) \quad (3-5)$$

(2) 量测一步预测方程

$$\hat{\mathbf{z}}(k+1|k) = \mathbf{H}(k+1)\hat{\mathbf{x}}(k+1|k) \quad (3-6)$$

(3) 新息

$$\boldsymbol{\gamma}(k+1) = \mathbf{z}(k+1) - \hat{\mathbf{z}}(k+1|k) \quad (3-7)$$

(4) 一步预测协方差

$$\mathbf{P}(k+1|k) = \mathbf{F}(k)\mathbf{P}(k|k)\mathbf{F}(k)^\top + \mathbf{Q}(k) \quad (3-8)$$

(5) 新息协方差方程

$$\mathbf{S}(k+1) = \mathbf{H}(k+1)\mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{H}(k+1)^T + \mathbf{R}(k+1) \quad (3-9)$$

(6) 滤波增益方程

$$\mathbf{W}(k+1) = \mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{H}(k+1)^T\mathbf{S}(k+1)^{-1} \quad (3-10)$$

(7) 状态更新方程

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(k+1|k+1) &= \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) \\ &\quad + \mathbf{W}(k+1)\boldsymbol{\gamma}(k+1) \end{aligned} \quad (3-11)$$

(8) 协方差更新方程

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(k+1|k+1) &= \mathbf{P}(k+1|k) \\ &\quad - \mathbf{W}(k+1)\mathbf{S}(k+1)\mathbf{W}(k+1)^T \end{aligned} \quad (3-12)$$

2. α - β 滤波器

本节给出一种常系数 α - β 滤波器算法,对于匀速运动的目标,其运动模型可以表示为

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{x}(k) + T\dot{\mathbf{x}}(k) + \boldsymbol{\omega}(k) \quad (3-13)$$

式中, \mathbf{x} 表示目标的位置向量; $\dot{\mathbf{x}}$ 表示目标的速度向量; $\boldsymbol{\omega}(k)$ 为零均值方差为 σ^2 的高斯白噪声; T 为采样周期。

以方差和最小准则进行滤波和预测,常系数 α - β 滤波器定义如下:

滤波方程:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(k+1) &= \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) + \alpha[\mathbf{z}(k+1) - \hat{\mathbf{x}}(k+1|k)] \\ \hat{\dot{\mathbf{x}}}(k+1) &= \hat{\dot{\mathbf{x}}}(k+1|k) + \beta[\mathbf{z}(k+1) - \hat{\mathbf{x}}(k+1|k)] \end{aligned} \quad (3-14)$$

预测方程:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) &= \hat{\mathbf{x}}(k) + T\hat{\dot{\mathbf{x}}}(k) \\ \hat{\dot{\mathbf{x}}}(k+1|k) &= \hat{\dot{\mathbf{x}}}(k) \end{aligned} \quad (3-15)$$

α 、 β 分别为系统位置增益和系统速度增益。其值可通过频域分析得

到如下形式：

$$\begin{aligned}\alpha &= 1 - e^{-2\xi\omega_0 T} \\ \beta &= 1 + e^{-2\xi\omega_0 T} - 2e^{-\xi\omega_0 T} \cos(\omega_d T)\end{aligned}\quad (3-16)$$

式中, ω_0 为滤波器的固有频率; ω_d 为滤波器的阻尼固有频率; ξ 为阻尼系数; d 为滤波器的实根。

为了保证滤波器稳定工作, α 、 β 需满足如下关系：

$$\begin{aligned}|1 - \alpha| &< 1 \\ \beta &> 0 \\ 2\alpha + \beta &< 4\end{aligned}\quad (3-17)$$

由于这些参数均为对应模拟滤波器的参数, 下面给出一组用临界阻尼法给出的系数：

$$\alpha = 0.3 \sim 0.5, \text{ 在给定 } \alpha \text{ 的情况下, } \beta = 2 - \alpha - 2\sqrt{1 - \alpha}。$$

α - β 滤波器是对状态的运动作匀速近似的假定下得到的, 依此作匀加速假定可得到 α - β - γ 滤波器。

3.2.3 多雷达数据处理

多雷达数据处理的输入可以是雷达信息一次处理后的点迹、二次处理后的航迹, 或者是两者的混合形式。空管自动化系统中使用了多种多雷达数据处理技术, 这些技术可以分成 3 类方法：

- 第 1 类：马赛克多雷达数据处理方法。
- 第 2 类：加权融合多雷达数据处理方法。
- 第 3 类：可更新多雷达数据处理方法。

不同时期空管自动化系统使用的多雷达处理技术情况如图 3-2 所示。

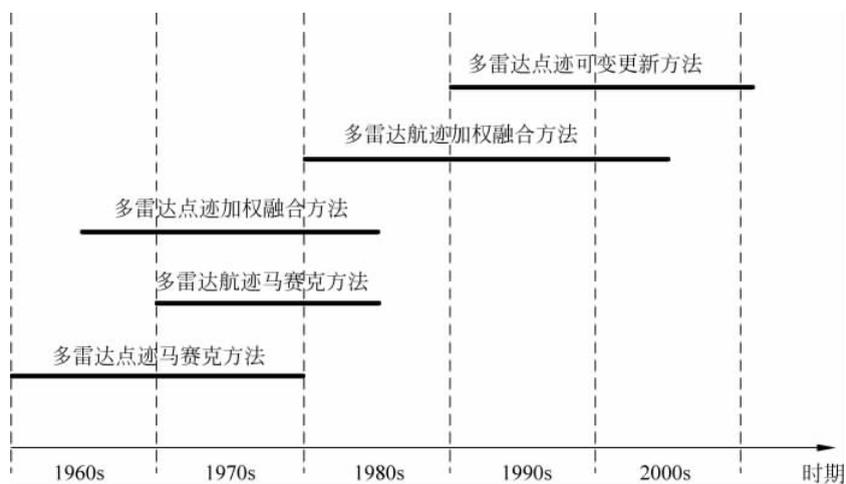


图 3-2 多雷达数据处理技术在空管自动化系统中的使用情况

1. 马赛克多雷达数据处理

马赛克多雷达数据处理方法又称为多雷达数据选择处理方法。在处理过程中，整个系统的处理空域范围被划分为多个三维的马赛克单元，每个马赛克单元预先设定一个雷达数据选择规则。系统按照处理周期处理多部雷达发送来的数据，根据目标所处马赛克单元的选择规则选取相应的雷达数据作为多雷达处理的输出。根据输入数据形式的不同，马赛克多雷达数据处理方法可分为多雷达点迹马赛克方法和多雷达航迹马赛克方法两种。

(1) 多雷达点迹马赛克方法

多雷达点迹马赛克方法的输入数据是雷达信息一次处理后的点迹数据。系统获得多部雷达发送来的点迹数据，对于每一个马赛克单元，根据预先设定的选择规则，选取其中一部雷达的点迹数据，然后进行相关、滤波处理，形成系统航迹输出，如图 3-3 所示。

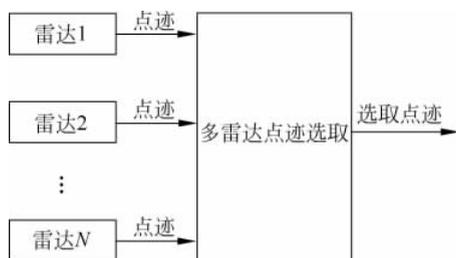


图 3-3 多雷达点迹马赛克方法

(2) 多雷达航迹马赛克方法

多雷达航迹马赛克方法的输入数据是雷达信息二次处理后的航迹数据。系统获得多部雷达发送来的航迹数据,对于每一个马赛克单元,根据预先设定的选择规则,选取其中一部雷达的航迹数据作为系统航迹输出,如图 3-4 所示。

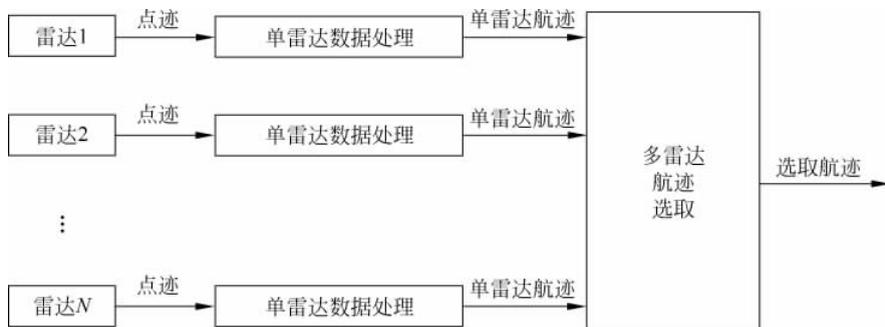


图 3-4 多雷达航迹马赛克方法

2. 加权融合多雷达数据处理

加权融合多雷达数据处理方法根据一定的规则对每一部雷达预先设定一个融合权值。系统按照处理周期处理多部雷达发送来的数据,根据预先设定雷达融合权值对多部雷达的数据进行融合处理,获得系统航迹输出。根据输入数据形式的不同,加权融合多雷达数据处理可分为多雷达点

迹加权融合方法和多雷达航迹加权融合方法两种。

(1) 多雷达点迹加权融合方法

多雷达点迹加权融合方法(见图 3-5)的输入数据是雷达信息一次处理后的点迹数据。系统获得多部雷达发送来的点迹数据,根据预先设定的雷达融合权值融合获得的融合后点迹数据(有些系统只选取其中部分雷达点迹进行融合处理),最后利用融合后的点迹进行相关、滤波处理,形成系统航迹。



图 3-5 多雷达点迹加权融合方法

(2) 多雷达航迹加权融合方法

多雷达航迹加权融合方法(见图 3-6)的输入数据是雷达信息二次处理后的航迹数据。系统获得多部雷达发送来的航迹数据,根据预先设定的雷达融合权值融合获得的融合后航迹数据(有些系统只选取其中部分雷达航迹

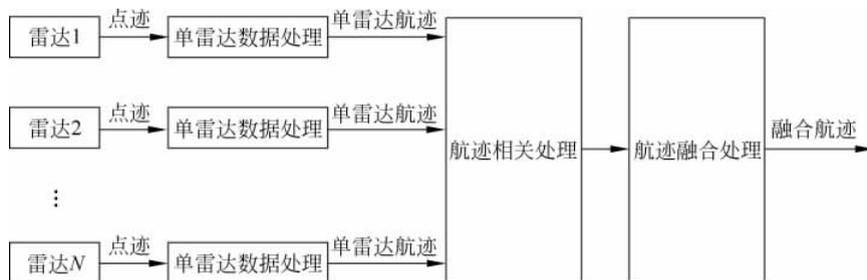


图 3-6 多雷达航迹加权融合方法

迹进行融合)作为系统航迹输出。

3. 可变更新多雷达数据处理

前面所述的马赛克多雷达处理方法及加权融合多雷达处理方法并没有利用到多雷达数据中的全部信息,这些方法是将获得的多部雷达数据外推到系统处理周期时间,然后选取其中单部雷达的数据或是多部雷达数据进行融合处理。丢弃了部分雷达的数据,并对数据进行了外推处理,这些处理都会对目标状态的估计带来误差,所以这些方法都只能获得次优的航空器目标状态估计结果。

可变更新多雷达数据处理方法(见图 3-7)的输入数据是雷达一次处理后的点迹数据,但系统不是对获得的多雷达点迹进行马赛克和加权融合处理,而是根据多部雷达目标观测数据先后的顺序,对目标进行多次跟踪处理,然后按照系统更新周期输出系统航迹,从而获得最优的结果。可变更新多雷达处理方法不需要对雷达点迹数据进行外推处理,每次跟踪处理都是将系统的目标状态更新到最新获得的雷达点迹数据时刻。

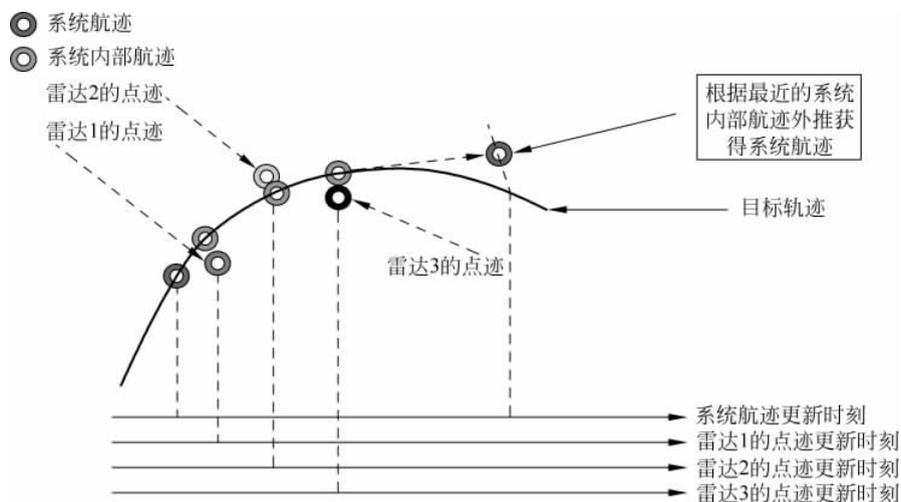


图 3-7 可变更新多雷达处理方法

4. 三类多雷达数据处理方法比较

从前面的原理可以看到,三类多雷达数据处理方法各有特色,它们的差别主要体现在以下几个方面:

(1) 处理的精度不同

多雷达航迹马赛克方法及多雷达航迹加权融合方法在进行航迹跟踪处理前对输入的点迹数据进行了选择或加权融合处理,部分雷达观测丢失引入误差。多雷达航迹马赛克方法及多雷达航迹加权融合方法的输入数据是经过单雷达数据处理后形成的单雷达航迹数据,在形成单雷达航迹数据时,由于单部雷达对目标的观测周期较长,所以跟踪过程中的外推处理误差较大。而可变更新的多雷达数据处理方法是根据多部雷达目标观测数据先后的顺序,对目标进行多次跟踪处理,利用了多部雷达发送来的所有观测数据,且为多次跟踪处理减小了外推处理的误差。

(2) 计算量和处理容量不同

可变更新多雷达数据处理方法需要处理来自所有雷达的所有的点迹数据,对于一个目标,可变更新多雷达数据处理方法需处理每部雷达的多个点迹数据,而且可变更新多雷达数据处理方法是一种集中数据处理方法,如果在整个空域实现了三重覆盖,为了达到与马赛克多雷达航迹融合方法或加权融合多雷达处理方法同样的处理容量,可变更新多雷达融合同时需要处理的点迹数据数量较多,加上可变更新多雷达数据处理方法使用更复杂的航迹跟踪模型,这也使可变更新多雷达数据处理方法的容量受到限制。

(3) 航迹输出不同

当雷达数据处理为马赛克多雷达数据处理方法及加权融合多雷达数据处理方法时,既可以输出系统航迹也可以输出单雷达航迹(来自单雷达数据处理),这样在某些特殊的区域,用户可以根据需要得到单部雷达的航

迹信息。而可变更新多雷达数据处理方法不具备输出单雷达航迹的能力,只能输出系统航迹,这也使得该处理模式在使用过程中存在一定的局限性。

3.2.4 监视数据处理新技术

随着空管监视新技术的发展,近年来航管雷达已经不再是空中交通监视的唯一手段。航管一次监视雷达、二次监视雷达、ADS-B、WAM 等多种监视传感器构建的新型空管监视系统已经逐步被广泛应用。下面将从几个方面对监视数据处理的新技术进行介绍。

1. 雷达-ADS-B 数据融合处理方法

随着卫星通信和空地数据链技术的广泛应用,ADS-B 已经成为空中交通管理的一种重要监视手段。它具有精度高、数据率高和延时小的特点,有助于弥补航管雷达的观测范围和观测盲区,提高雷达的测量精度。

图 3-8 为雷达-ADS-B 数据融合处理系统架构。其包含 3 个部分:多雷达数据处理部分、ADS-B 数据处理部分及公共处理部分。

(1) 多雷达数据处理部分

多雷达数据处理是按照扇区进行分别处理的,如图 3-9 所示。将多雷达观测空域分为 16 个点迹扇区和 16 个航迹扇区,编号为 0~15,点迹扇区从系统正北开始划分,航迹扇区较点迹扇区提前半个扇区开始。在对航迹进行相关、关联、管理及更新处理时需使用与航迹扇区相邻的两个点迹扇区的数据,例如航迹扇区 7 中的航迹数据是由点迹扇区 6 和点迹扇区 7 中的点迹数据处理产生的,这样做是为了防止扇区边缘的雷达信息丢失。扇区中的航迹分为确认航迹和暂定航迹两种,其中,暂定航迹经过确认后成为确认航迹。

多雷达数据处理主要进行预相关、相关、关联等处理。

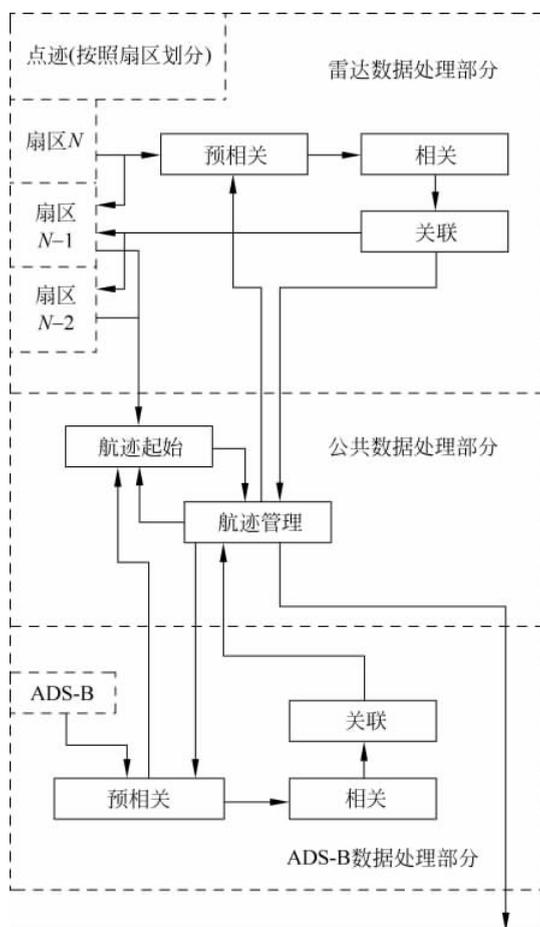


图 3-8 雷达-ADS-B 融合处理系统架构

预相关(Pre-correlation)：通过关联门粗选航迹可能对应的点迹更新数据，即计算航迹对应的观测更新点迹可能落入的区域。这个区域的大小与目标的运动状态、外推误差及观测误差有关。

相关(Correlation)：利用似然函数从预相关过程中所有可能的点迹-航迹对中获得最佳点迹-航迹对，包括 3 个步骤：①将系统航迹外推到每个观测点迹的时间点上；②基于卡尔曼滤波器和代码匹配计算点迹-航迹对的似然函数(如果点迹中包含二次监视雷达代码或航空器 24 位地址码，则

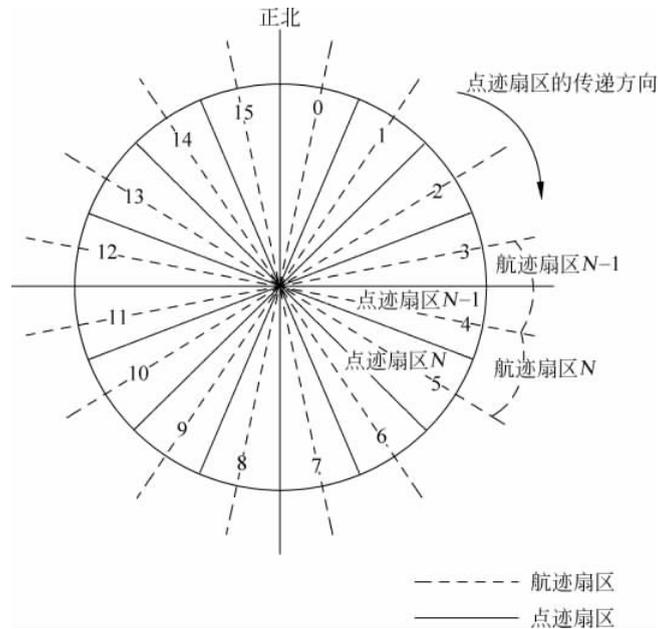


图 3-9 点迹扇区和航迹扇区

优先使用二次监视雷达代码或航空器 24 位地址码进行点迹-航迹配对)；
③通过计算的似然函数获得最佳点迹-航迹对。

关联(Association)：关联处理基于全局最邻近方法，这种方法解决了前面相关过程的冲突(如多个航迹与同一点迹相关)，在所有相关的点迹中寻找最符合航空器观测的点迹。

(2) ADS-B 数据处理部分

ADS-B 数据处理部分的输入数据是 ASTERIX CAT021 格式的 ADS-B 数据报。利用航空器 24 位地址码辅助目标运动状态，对 ADS-B 数据报进行预相关、相关及关联处理获得最佳航迹-ADS-B 数据报对。

在 ADS-B 数据报中的航空器位置为 WGS-84 坐标系位置，在处理时将被转换为系统坐标系。

(3) 公共处理部分

航迹管理及滤波(Track Management and Filtering)：对多雷达数据

处理部分及 ADS-B 数据处理部分获得的最佳航迹-点迹(ADS-B 数据报)对,利用 Kalman 滤波器进行跟踪处理,对没有更新的航迹进行外推。水平方向的位置跟踪和垂直方向的高度跟踪是利用两个 Kalman 滤波分别对进行的。

航迹起始(Initiation): 将没有关联到航迹的点迹根据航迹起始规则进行航迹起始,起始过程中的航迹称为暂定航迹。

2. 航空器下行参数增强跟踪方法

随着机载通信系统的发展,近年来地-空通信链路已经逐渐被空管系统应用。如 ADS-B、S 模式二次监视雷达都实现了地-空间的数据通信。

传统的雷达数据处理系统,对航空器的定位精度主要依赖于雷达的观测精度,这与雷达的特性及目标与雷达间的距离有关,且目标运动状态中的速度、加速度等信息需进行估计获得,误差较大。而航空器下行参数中包含的航空器运动状态信息(见表 3-2),这些信息由航空器机载系统直接测量获得,精度更高,且与目标距离雷达的距离无关。因此利用航空器下行参数进行跟踪滤波或与状态估计数据进行融合处理可以有效地提高目标状态估计精度。

表 3-2 S 模式航空器下行参数

序 号	航空器下行参数	精 度
1	真航向角	90/512 度
2	地速	1024/512 节
3	横滚角	45/256 度
4	真空速	1023/512 节
5	航向角速度	8/256 度/秒
6	气压高度变化率	32 英尺/分钟
7	磁航向	90/512 度
8	马赫数	2.048/512 节
9	指示空速	512/512 节
10	指定高度	16 英尺

图 3-10 为利用航空器下行参数增强跟踪方法的流程框图。

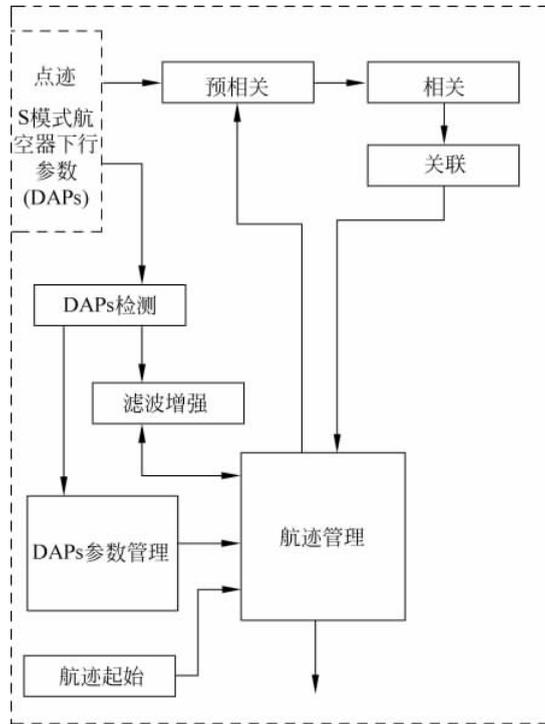


图 3-10 利用航空器下行参数增强跟踪方法的流程框图

DAPs(Downlinked Aircraft Parameters)数据检查：检查 DAPs 数据可能存在的机载传感器误差、数据传输异常、机载电磁干扰、机载数据处理异常等异常。

增强滤波：利用交互式多模型滤波器(IMM)实现利用 DAPs 数据的跟踪滤波。

3.3 冲突探测与告警

保障空域内飞行器飞行活动安全是空中交通管制服务的首要任务和

核心目标。空管自动化系统作为协助空中交通管制人员完成工作任务的数字化、自动化系统。当空域内飞行活动安全受到威胁或存在潜在威胁时,空管自动化系统应当向空中交通管制人员以适当的方式发出告警信息,提醒空中交通管制人员对这些影响飞行活动安全的情况进行关注,进而采取相应措施消除这些威胁或潜在威胁。空管自动化系统根据当前所关注空域内的监视信息对空域内飞行器飞行活动的安全性进行评估计算,当评估结果满足某些特定条件时,空管自动化系统发出告警信息,提醒空中交通管制人员在当前关注空域中存在影响飞行活动安全的威胁或潜在威胁,这个功能一般被称为空管自动化系统的冲突探测与告警(Conflict Detect and Alert)功能。

本节将讨论空管自动化系统的冲突探测与告警功能,内容安排如下:在 3.3.1 节中,首先对冲突探测与告警中常用的相关基本概念进行介绍,为后续的深入讨论做出铺垫。在 3.3.2 节~3.3.4 节中将详细讨论现行空管自动化系统中冲突探测与告警模块实现的 3 个主要功能,即短期冲突告警(STCA)、最低安全高度告警(MSAW)和危险区域入侵告警(DAIW)。这 3 节内容将围绕各自的工作原理展开剖析,从功能实现、常用算法等具体层面作进一步阐述。对于现行空管自动化系统中提供的其他告警功能,如飞行一致性告警、特殊二次代码告警等,在 3.3.5 节中进行简要介绍。告警信息在空管自动化系统内部传输或向其他设备输出时,需要遵循一定的格式规范,EUROControl 提出的 ASTERIX 协议中有专门用于告警信息传输的 CAT004 报文的格式。

3.3.1 冲突探测与告警功能概述

为了保障空域中飞行器的飞行活动安全,避免飞行器与飞行器、飞行器与地面或障碍物之间发生碰撞,需要在进行飞行活动的飞行器周围规定

出一个安全范围。在飞行器进行飞行活动时,这个安全范围所包含的空间内不能出现其他飞行器或地面障碍物。这个安全范围称为保护区,保护区的大小使用安全间隔来定义。需要指出的是,安全间隔这个概念并不局限于空间上的距离。恰恰相反,在雷达作为监视手段应用于空中交通管制之前,程序管制(Procedure)中飞行器之间的安全间隔正是使用时间定义的。

另外,安全间隔并不是一成不变的。对处于不同区域内或不同飞行状态下的飞行器,其安全间隔的规定各不相同。表 3-3 给出了国际民航组织(ICAO)规定的雷达管制条件下的航空器之间冲突预警和告警的标准。

表 3-3 航空器之间冲突预警和告警的标准

分类	标准	垂直间隔			侧向间隔	纵向间隔			
		≤6000m	6000~12 000m	≥12 000m		航向交叉通过交叉点时	穿越高度层	顺向	逆向
机场	预警	300m			10km				
	告警	150m			2km				

当飞行器飞行过程中保护区范围受到侵犯(Invasion)时,即视为有冲突(conflict)产生。空管自动化系统通过对监视数据进行计算处理,判断是否有冲突发生,这个过程称为冲突探测(或冲突预测,Conflict Detect)。在冲突探测过程中,空管自动化系统不仅对当前时刻空域中的飞行器所处状态进行冲突探测(当前模式),同时也对未来一段时间内空域中飞行器将要经过的状态进行冲突探测(预测模式)。预测模式是针对飞行器的飞行趋势进行判断,目的在于提前发现飞行器潜在的冲突威胁。

冲突探测是空管自动化系统内部对监视数据进行计算处理的过程,所得到的结果需要通过告警的形式输出。所谓告警,是指对某些已经发生或将要发生的,需要引起特别注意或采取特定措施的情况进行的提醒。一般来说,空管自动化系统告警中使用图像、声音等手段提示空中交通管制人

员存在冲突或潜在冲突威胁。当前时刻至冲突或预计潜在冲突发生时刻之间的时间间隔称为向前看时间(Look Ahead Time)。在空管自动化系统发出的告警信息中,除包含告警的类型之外,还会提供告警所指示的(预计)冲突发生时刻距离当前告警信息显示时刻的时间间隔。这个时间间隔称为告警时间(Warning Time)。告警时间在空管自动化系统中通常是一个可以在一定范围内调整的变量,其告警时间范围为 0~180s。

3.3.2 短期冲突告警

短期冲突告警(又称为短期飞行冲突告警: Short Term Conflict Alert, STCA),实现针对空域内飞行器之间产生的冲突进行监测进而产生告警的功能,用于避免飞行器之间的碰撞。

当空域内两航迹对(Flight-Pair)之间的水平间隔和垂直间隔同时小于安全间隔或在告警时间内将要同时小于安全间隔时,系统会产生短期冲突告警,如图 3-11 所示。

由于短期冲突告警需要对空域内每个航迹对的飞行态势进行判断。当空域内飞行器的数量为 N 时,航迹对的数量 M 满足以下关系:

$$M = C_N^2 = \frac{N \cdot (N - 1)}{2} \quad (3-18)$$

可以看到,当空域内飞行器的数量线性增加时,航迹对的数量将呈平方量级增长。这种依赖关系会导致实现短期冲突告警功能的设备运算量上的海量需求和极大的不均衡性。为了解决这个问题,空管自动化系统中在实现短期冲突告警功能时采用各种策略来降低最终进行短期冲突告警预测的航迹对数量,将这些策略统称为筛选方法(Filtering Methods)。

常用的筛选方法主要包括马赛克方法(Mosaic Filtering)、粗略筛选方法(Coarse Filtering)和精细筛选方法(Fine Filtering)等。一般地,在短期

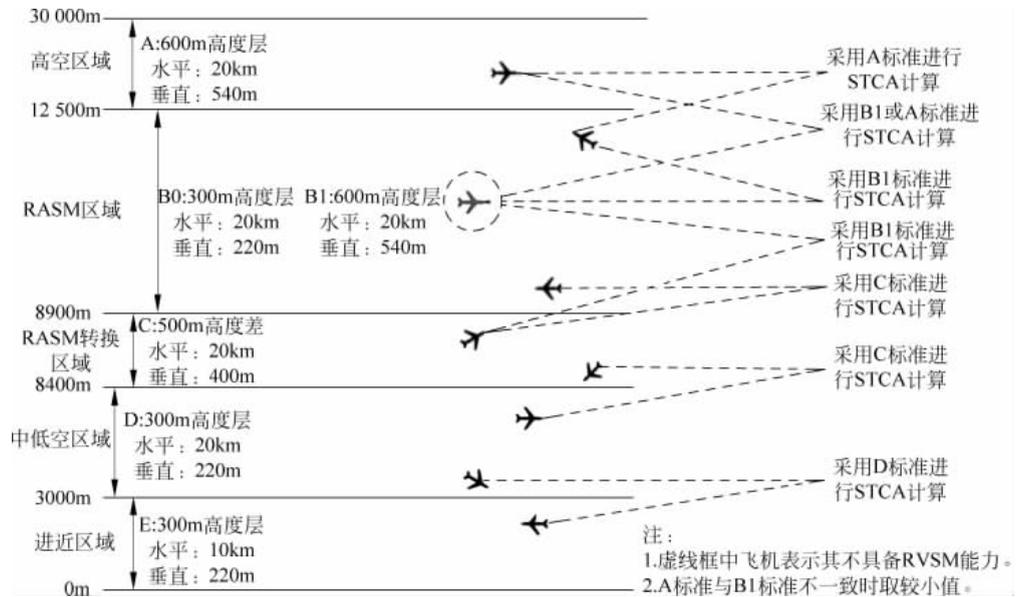


图 3-11 告警参数设置

冲突告警功能实现中会顺序使用上述方法对航迹对进行筛选。

1) 马赛克方法

马赛克方法采用固定大小的方格将空域在二维平面上划分为若干个马赛克,将空域内飞行器航迹依次放入其对应的马赛克中。由于飞行器的飞行速度是一个有限值,因此相距过远的两个马赛克格中的飞行器航迹在设定的告警时间内是肯定不会存在短期飞行冲突的。基于这个原理,可以筛选出水平距离上较近的航迹对(处于较临近的马赛克中)进行进一步处理。需要注意的是,马赛克方法只关心航迹之间的水平距离,因此马赛克的边长要进行适当的选择。马赛克边长过大,则每个马赛克中的航迹数量会增多,不能起到有效的筛选作用。而马赛克边长过小,会导致搜索临近马赛克过程中的搜索深度增加,降低搜索效率。

2) 粗略筛选方法

粗略筛选方法是对经过马赛克方法保留下的航迹对进行进一步的筛

选,主要分为两个步骤:垂直方向筛选与水平方向筛选。航迹对需先经过垂直方向筛选,保留下的航迹对再进行水平方向筛选。

(1) 垂直方向筛选

在垂直方向进行航迹对筛选主要使用以下两个衡量标准:一是当航迹对之间的垂直间隔大于预设的安全垂直间隔参数时,排除该航迹对;二是当航迹对的两航迹在垂直方向上处于背离飞行趋势时,排除该航迹对。

(2) 水平方向筛选

经过垂直方向筛选后保留下的航迹对进行水平方向筛选。在水平方向筛选过程中,以航迹当前的水平位置与告警时间将处于的水平位置的连线并加以一定余量为对角线构造一个冲突矩形,该矩形的边平行于空管自动化系统中使用的直角坐标系的坐标轴。判断航迹对中两航迹的冲突矩形是否相交,如过两冲突矩形相交,则保留该航迹对进入精细筛选阶段。

(3) 精细筛选方法

精细筛选方法是短期飞行冲突探测的最终阶段,在本阶段中将详细计算航迹对中两航迹的相对位置及飞行态势。如果满足短期飞行冲突告警条件,则给出预计冲突时间、预计冲突位置、预计最小间隔等告警参数。

由于监视数据误差、飞行器飞行状态受环境状态影响(如风、导航误差)等原因,对空域中飞行器进行的短期飞行冲突告警预测存在一定的误差。而该误差可能会导致漏警、虚警和误警。其中漏警情况会导致空中险情的产生,因此在设定系统告警参数时,会充分考虑设置较大的间隔参数以降低漏警率。

然而,降低漏警率的代价是同时会提高系统的虚警率和误警率。因为降低漏警率意味着在对存在误差的航迹采用更宽松的参数来抵消误差产生的影响,所以在实际上并未发生冲突或存在潜在冲突趋势的航迹对也会被判存在冲突而告警,从而引发虚警和误警情况的产生。虚警和误警情况过多对空中交通管制员来说是一种干扰,会影响管制员对空域真实情况的

正确判断,降低工作效率,甚至引发安全事故。因此,在空管自动化系统告警功能实现中,通常引入确认机制来降低虚警和误警情况的发生。

在短期冲突告警中,通常采用滑窗法作为告警信息的确认机制。当经过精细筛选过程判断航迹对处于冲突或潜在冲突状态时开始滑窗计数:

(1) 当航迹对已处于冲突状态时立即产生告警信息。

(2) 当航迹对存在潜在冲突趋势,且在连续若干计算周期中,潜在冲突趋势计数大于预设参数阈值时,发出告警信息。

(3) 当航迹对连续若干计算周期均处于无冲突、无潜在冲突趋势状态时,解除该航迹对的滑窗计数。

通过设置适当的滑窗参数,可以在降低漏警率的同时,有效地改善误警、漏警情况的发生,提高短期冲突告警的准确率。

对于短期冲突告警,在空域内可以设置多个冲突告警区域和冲突告警抑制区。不同的冲突告警区域可使用不同的安全间隔、告警时间等告警参数。一般要求冲突告警区域之间不能重叠。

对于处于冲突告警抑制区中的航迹对,系统一般不发出短期冲突告警信息。

3.3.3 最低安全高度告警

最低安全高度告警(Minimum Safety Altitude Warning,MSAW),对空域中飞行的航空器和地面障碍物之间安全间隔的监测,是防止飞行器与地面障碍物之间发生碰撞的监测手段。

由于最低安全高度告警对飞行器航迹的高度信息非常敏感,因此最低安全高度告警使用飞行器上二次雷达的C模式下传数据(SSR Mode-C)作为高度信息源。不具备SSR Mode-C数据或对SSR Mode-C数据更新失败的航迹,冲突探测与告警系统将无法对其进行最低安全高度告警。

最低安全高度告警需要所辖空域内的地形信息,设置区域内的最低安全高度。一般来讲,采用边长相等的正方形马赛克设置区域内的最低安全高度参数。通常选取正方形马赛克内数值最大的安全高度作为整个马赛克的最低安全高度,这样可以简化最低安全高度的计算量。马赛克格子的高度选取如图 3-12 所示。

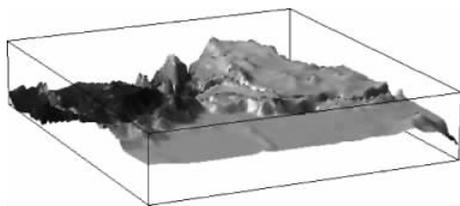


图 3-12 马赛克格子高度选择

最低安全高度告警处理中,同样也可以划分告警抑制区域。处于告警抑制区域内的航迹不产生最低安全高度告警。因此,在进行最低安全高度告警时,首先对航迹进行筛选,判断其是否处于告警抑制区内。对非处于告警抑制区内的航迹进行最低安全高度的判断。

和短期冲突告警类似,最低安全高度告警在发出告警信息前也通常采用滑窗确认机制降低由于航迹误差等因素引起的虚警和误警。

3.3.4 危险区域入侵告警

危险区域入侵告警(Dangerous Area Infringement Warning,DAIW),是检测空域中飞行的航空器是否接近或侵入某些特定区域的告警。特定区域包括禁区、危险区等类型,通常为预先划定范围的区域。

一个典型的危险区域入侵告警相遇几何如图 3-13 所示,此例中危险区域为顶面和底面为五边形的柱体区域。图 3-13(a)为相遇几何俯视图,图 3-13(b)为侧视图。

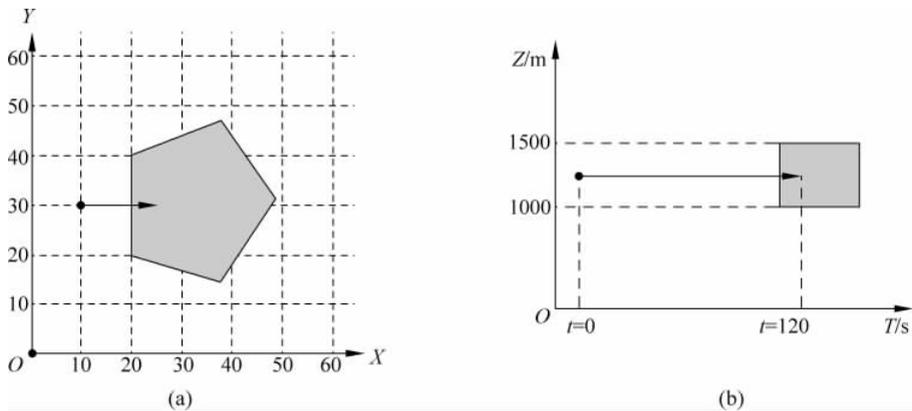


图 3-13 危险区域入侵告警的相遇几何图

危险区域通常使用顶面和地面平行的多边形柱体定义。在危险区域入侵告警中,判断飞行器的航迹是否接近或侵入预先定义的危险区域柱体中。如果与危险区域柱体之间的间隔小于预设的安全间隔,则发出危险区域入侵告警。

3.3.5 空管自动化系统其他告警功能

空管自动化系统除提供上述 3 种告警功能之外,通常还提供其他类型的告警功能。

(1) 二次代码重码告警

由于二次雷达 3/A 模式下的代码非常有限,因此空中交通管制员在其管制扇区内通常循环使用二次雷达代码标识飞行器。当其所辖空域内存在两个飞行器共用同一个二次代码时,空管自动化系统会发出二次代码重码告警。

(2) 特殊二次代码告警

特殊二次代码告警是指当空管自动化系统接收到飞行器发出的二次

代码为 7500(飞行器遭劫持)、7600(飞行器无线电失效)、7700(飞行器遭遇紧急情况)时,向管制员发出告警提示的功能。

(3) 飞行一致性告警

飞行一致性告警是对已和飞行计划进行关联的飞行器飞行状态进行监测进而发出的告警信息。当飞行器监视航迹偏离其飞行计划航线时,向空中交通管制员发出的告警提示。

3.3.6 我国现行行业标准及规范

目前,我国现行对空管自动化系统中告警功能进行约定的标准包括:

(1)《中华人民共和国民用航空行业标准 MH/T 4022—2006:空中交通管制自动化系统最低安全高度告警及短期飞行冲突告警功能》。

(2)《中华人民共和国民用航空行业标准 MH/T 4029.2—2012:民用航空空中交通管制自动化系统第 2 部分:技术要求》。