

# 基于着陆雷达的飞机下滑航迹融合算法设计与实现

许云达<sup>1</sup>, 赵修斌<sup>1</sup>, 靳 聪<sup>1</sup>, 魏 芳<sup>2</sup>

(1. 空军工程大学 信息与导航学院, 西安 710077; 2. 93582 部队, 山西 怀仁 038301)

**摘要:** 针对目前飞机进近着陆阶段部分型号着陆雷达实时提供三维位置数据时信息不完整的问题, 提出了一种基于雷达坐标系的航迹融合算法, 将不同源的航迹数据转换到雷达坐标系下进行航迹关联, 再进行最小二乘加权卡尔曼滤波, 并通过仿真验证与工程实践, 证明该算法可以有效实现飞机着陆阶段的航迹融合。

**关键词:** 航迹关联; 融合滤波; 时空对准

## Design and Implementation of Track-to-track Fusion Algorithm Based on Approach Radar

Xu Yunda<sup>1</sup>, Zhao Xiubin<sup>1</sup>, Jin Cong<sup>1</sup>, Wei Fang<sup>2</sup>

(1. School of Information and Navigation, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China;

2. Unit 93582 of PLA, Huairan 038301, China)

**Abstract:** Parts of approach radar can not provide integrated three-dimensional position information during the stage of airplane's approach. Therefore, a track-to-track fusion algorithm based on precise approach radar is proposed, which transform different track data into radar coordinate system and then realize the track correlation and least square weighted Kalman filter fusion. The results of the simulation experiment and engineering test show that this algorithm is really effective.

**Keywords:** tracks correlation; fusion filter; alignment of time and space

## 0 引言

飞机着陆阶段是飞行过程中非常重要的阶段, 为了保证飞机着陆安全, 提高飞机进近着陆引导系统的安全性与有效性至关重要。为了更直观地观测到整个进近着陆过程中飞机在三维空间的位置、速度、姿态等信息, 需要将不同导航系统提供的航迹信息进行关联融合处理, 通过构建机场三维场景, 实时、准确地显示飞机三维位置, 地面指挥员可以以此对着陆阶段飞行员进行指挥调度, 同时也可以对飞行员着陆阶段的飞机技能进行评估, 以提高指挥决策的准确性。

## 1 航迹关联模型

飞机在航行阶段以及进近着陆阶段会受到多个系统的引导<sup>[1]</sup>, 例如雷达系统、卫星导航系统、惯性导航系统、光电系统、空情信息等, 每种系统所提供的引导信息不同, 并且由于传播时延、系统噪声以及其他不确定性的存在, 不同系统所提供的位置、速度等信息会存在差别。另外, 不同引导系统作用范围不同, 其在飞机不同飞行阶段的引导精度也不相同, 为了实现整个飞行阶段飞机的准确定位以及航迹的唯一显示, 需要将不同系统提供的航迹数据进行关联与融合, 工作框图如图 1

所示。



图 1 航迹关联处理系统示意图

着陆雷达是引导飞机进场着陆的三坐标雷达, 通常安装于跑道一侧, 主要用于监视和跟踪飞机的起降。着陆雷达作为目前最常用的地面导航台站之一, 它可以直接在地面站输出飞机的实时位置, 为地面站实现对着陆飞机的空中态势进行实时监控提供了可能, 已成为飞机进近着陆阶段最常用的引导设备之一<sup>[2]</sup>。但目前某些型号的着陆雷达由于技术以及环境等方面的原因, 在很多情况下会丢失方位角或者仰角, 不能时时提供完整的三维位置信息, 此时雷达数据无法转换到大地坐标系, 使用传统的航迹融合算法无法有效利用这些点的位置信息, 造成信息浪费。而飞机着陆阶段时间很短, 必须保证航迹关联算法的实时性, 针对此问题, 本文提出了一种基于雷达坐标系的航迹关联算法, 即将不同源的航迹数据转换到雷达坐标系下进行航迹关联以及融合滤波。

随着卫星导航系统、惯性导航系统及其他机载导航系统的发展, 机载导航设备精度越来越高, 提供的信息也越来越全面。实际的机载导航系统往往采用多系统组合的方式来工作,

收稿日期:2014-04-22; 修回日期:2014-05-14。

基金项目:国家自然科学基金(61273049)。

作者简介:许云达(1989-),男,山东烟台人,硕士研究生,主要从事无线电导航着陆方向的研究;

赵修斌(1965-),男,博士,教授,湖北人,博士生导师,主要从事无线电导航着陆、系统仿真技术、卫星导航等方向的研究。

目前最常用的是卫星导航系统与惯性导航系统的组合, 该组合综合两种导航系统信息, 以经纬高的形式实时提供飞机的三维位置信息<sup>[3]</sup>, 本文仅以 GPS 来代替卫星导航与惯性导航组合系统进行相关问题的讨论。

GPS 在飞机的整个航行阶段一直处于工作状态, 数据通过相关通信链路传到地面台站, 除了位置信息外, 通常还可以提供飞机飞行的多种参数, 例如航向、横滚、速度等; 而着陆雷达系统仅在飞机进近着陆阶段才开始工作, 能直接向地面台站提供飞机的位置、速度信息。飞机在着陆阶段, 地面台站会同时收到其 GPS 信息和雷达信息, 为了更精确地确定飞机的位置信息, 并将两系统的其它参数融合互补, 需要将同一架飞机的 GPS 航迹跟雷达航迹进行关联<sup>[4]</sup>。着陆雷达系统与 GPS 系统航迹关联系统如图 2 所示。

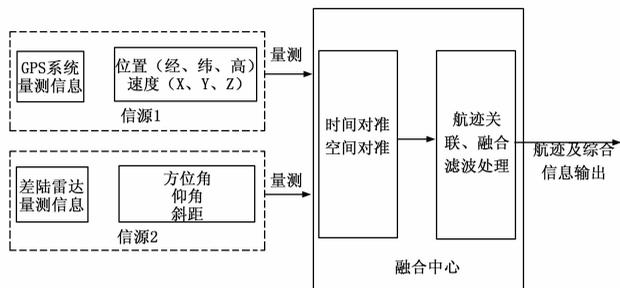


图 2 GPS、雷达信息融合系统框图

着陆雷达跟 GPS 的航迹关联处理采用集中式结构, 以 GPS 信息和着陆雷达信息为主要信源, 两信源得到的量测数据直接传给融合中心, 由融合中心统一进行航迹跟踪处理<sup>[5]</sup>。此结构充分利用了信源的信息, 系统信息损失小。信息融合处理器最终输出最优航迹数据, 包括位置(经度、纬度和大地高度)、速度以及飞机的批号等信息, 最后完成三维显示工作。

## 2 算法流程

### 2.1 时间对准

GPS 系统和雷达系统采样率及数据传输率不同, 会使两者的量测数据在时间上不同步, 因此在融合之前必须将 GPS 和雷达系统的量测数据进行时间同步, 即时间对准<sup>[6]</sup>。

由于雷达数据刷新率较高, 且传输延迟很小, 基本可以认为是实时的, 而 GPS 数据更新周期要远远大于雷达数据更新周期, 一般为几秒到几十秒不等, 且存在较大传输延迟, 因此本方案采用 GPS 数据时间对雷达数据进行时间对准。GPS 数据一般携带其获取位置时的时间, 并以 GPS 卫星时为准, GPS 数据经过一定时间延迟到达融合中心, 此时雷达数据时间要晚于 GPS 携带的时间。在此, 可以采用内插外推法来进行雷达跟 GPS 数据的时间对准, 即将雷达数据的观测时间推算到 GPS 数据观测时间点进行更新, 求得与 GPS 数据时间同步的雷达数据。

### 2.2 空间对准

由于着陆雷达系统采用极坐标系, GPS 系统采用 WGS-84 大地坐标系, 因此在融合之前必须对坐标系进行统一, 即空间对准。实际工程应用中为了方便机场的统一规划配置, 通常以机场跑道中心点为准, 提供机场信息, 因此本文坐标转换增加了跑道坐标系的相关转换, 以方便后续系统的接入以及工程应用的统一管理。

雷达的直角坐标系定义如下: 坐标原点在雷达, 横轴坐标正向为雷达测量方向。

跑道坐标系定义如下: 跑道坐标系的坐标原点定义在跑道中心点, 坐标系的正向定义为主着陆方向(通常降落方向)。

将 GPS 数据转换到雷达坐标系步骤如下:

1) 将 GPS 经纬高  $(B, L, H)$  转换到地心直角坐标系  $(x, y, z)$ 。

$$\begin{cases} x = (N + H)\cos B\cos L \\ y = (N + H)\cos B\sin L \\ z = [N(1 - e^2) + H]\sin B \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $N$  为地球椭球的卯西圆半径;  $e$  为椭球的第一偏心率。

2) 将地心直角坐标  $(x, y, z)$  转换成以跑道中心点为原点的东北天坐标系下  $(x_m, y_m, z_m)$ 。

读取跑道中心点位置的大地坐标  $(B_0, L_0, H_0)$ , 并按式(1)中方法计算得到其地心直角坐标  $(x_0, y_0, z_0)$ 。转换公式为:

$$\begin{bmatrix} x_m \\ y_m \\ z_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin L_0 & \cos L_0 & 0 \\ -\sin B_0 \cos L_0 & -\sin B_0 \sin L_0 & \cos B_0 \\ \cos B_0 \cos L_0 & \cos B_0 \sin L_0 & \sin B_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x - x_0 \\ y - y_0 \\ z - z_0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

3) 将以跑道中心点为原点的东北天坐标系下  $(x_m, y_m, z_m)$  转换到跑道坐标系下  $(x_p, y_p, z_p)$ 。

读取跑道主着陆方向真方位  $\text{direction} * \pi/180$ , 令  $\beta = \text{direction} * \pi/180 - \pi/2$

$$\begin{cases} x_p = x_m \cos \beta - y_m \sin \beta \\ y_p = x_m \sin \beta + y_m \cos \beta \\ z_p = z_m \end{cases} \quad (3)$$

4) 将跑道坐标系下  $(x_p, y_p, z_p)$  平移到雷达直角坐标系下  $(x_r, y_r, z_r)$ 。

读取着陆雷达的垂直距离  $zlld\_pos\_czjl$ , 相对于跑道直角坐标系 Y 轴; 着陆雷达的水平距离  $zlld\_pos\_spjl$ , 相对于跑道直角坐标系的 X 轴; 着陆雷达天线架设高度  $zlld\_txjg$  (天线到跑道面的高度差)。假设雷达对着主着陆方向;

$$\begin{cases} x_r = -x_p + zlld\_pos\_spjl \\ y_r = -y_p + zlld\_pos\_czjl \\ z_r = z_p + zlld\_txjg \end{cases} \quad (4)$$

5) 将雷达直角坐标系下  $(x_r, y_r, z_r)$  转换为雷达极坐标系  $(R, \theta, \epsilon)$ 。

$$\begin{cases} R = \sqrt{x_r^2 + y_r^2 + z_r^2} \\ \theta = \arctan \frac{y_r}{x_r} \\ \epsilon = \arctan \frac{z_r}{\sqrt{x_r^2 + y_r^2}} \end{cases} \quad (5)$$

### 2.3 航迹关联

航迹关联算法的目的是确定 GPS 跟雷达量测的航迹数据是否来自同一个目标<sup>[7]</sup>, 在本文案例中航迹关联的任务可理解为将 GPS 数据提供的飞机 ID 号跟雷达数据提供的飞机批号一一对应起来。

经过时空对准的同一架飞机的雷达数据跟 GPS 数据位置信息理论上应该是相同的, 但是由于系统误差以及延迟的存在, 允许其有一定的误差。以 GPS 点迹为中心, 在距离、方

位、仰角三个维度分别建立波门:

$$\begin{cases} ConR = |R_r - R_{GPS}| \leq \Delta r_0 \\ Con\theta = |\theta_r - \theta_{GPS}| \leq \Delta \theta_0 \\ Con\epsilon = |\epsilon_r - \epsilon_{GPS}| \leq \Delta \epsilon_0 \end{cases} \quad (6)$$

若雷达的三维信息都位于波门内, 则认为点迹核对成功, 若雷达此时只有二维信息则只进行二维信息的核对。点迹核对的逻辑表达式可表示为:

$$Con = ConR \& (Con\theta \ || \ Con\epsilon) \quad (7)$$

波门  $\Delta r_0$ 、 $\Delta \theta_0$ 、 $\Delta \epsilon_0$  尺寸选择条件是保证真实雷达数据最大限度进入波门。但波门尺寸越大, 雷达数据进入波门的概率越高, 但也同时增加了虚假点迹进入波门的概率。为了达到航迹关联任务的最佳解决, 应根据实际情况选取波门尺寸, 根据概率计算通常将波门尺寸选为三倍统计均方误差  $3\sigma_{\Delta R}$ 、 $3\sigma_{\Delta \theta}$ 、 $3\sigma_{\Delta \epsilon}$ <sup>[8]</sup>。

航迹关联算法步骤:

1) 初始化数据。接收雷达跟 GPS 报文, 进行解包, 并分别按照批号和 ID 号更新雷达数据跟 GPS 数据。

2) 时空对准。将 GPS 数据的经纬高转换到雷达极坐标系, 并将雷达数据进行插值处理, 得到跟 GPS 数据同一时刻的雷达数据。

3) 点迹核对。对同一时刻雷达数据和 GPS 数据位置信息进行点迹核对, 点迹核对的逻辑表达式可表示为:  $Con = ConR \& (Con\theta \ || \ Con\epsilon)$ 。

4) 计算关联度。给每一个 ID 号 GPS 数据分配一个关联度值  $gld$ , 初始化为 0, 若点迹核对成功, 则关联度加 1, 若点迹核对失败则减 1, 当关联度为负时自动归零。其逻辑表达式为:

$$gld = \begin{cases} gld + 1 & \text{点迹核对成功} \\ gld - 1 & \text{点迹核对失败} \\ 0 & gld < 0 \end{cases} \quad (8)$$

5) 继续接收数据, 进行点迹核对与关联度计算, 当关联度值达到一定值时则认为关联成功。由于 GPS 数据更新周期较长, 为了保证算法的实时性, 本方案采用关联度值达到 3 时即认为航迹关联成功。若数据更新率较快, 可以适当增加该值, 一般取 4~6 比较合适。

航迹关联算法流程如图 3 所示。

### 2.4 航迹融合

着陆雷达数据精度要高于 GPS 数据精度, 并且在很多情况下, GPS 数据存在固定系统误差或者偏移, 导致其位置信息整体偏离真实航迹一定距离。为了充分利用有用信息, 抑制干扰噪声, 采用最小二乘加权的卡尔曼滤波方法, 即先利用最小二乘准则作为误差加权的标准, 对雷达数据和 GPS 数据进行加权, 使误差小的传感器加权因子大, 将加权后的结果与预测结果相结合, 利用卡尔曼滤波更新状态方程, 该方法可以有效提高航迹融合的精度。

首先对数据进行加权融合。设雷达跟 GPS 系统同时对目标  $X$  进行观测, 其测量值分别表示为<sup>[9]</sup>:

$$Z_R(k) = X(k) + n_R(k) \quad (9)$$

$$Z_{GPS}(k) = X(k) + n_{GPS}(k) \quad (10)$$

式中,  $n(k)$  为噪声。

其在  $k$  时刻的测量误差分别为:

$$e_R(k) = HX(k | k - 1) - Z_R(k) \quad (11)$$

$$e_{GPS}(k) = HX(k | k - 1) - Z_{GPS}(k) \quad (12)$$

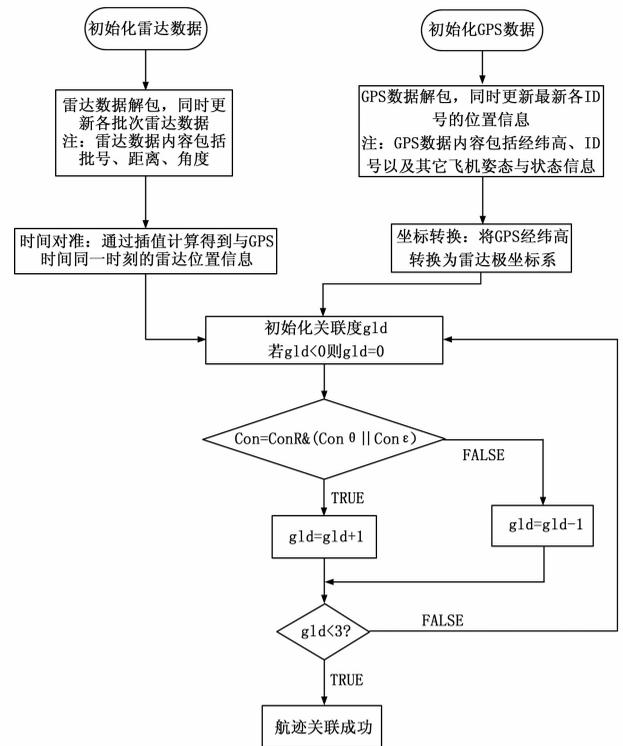


图 3 航迹关联算法流程图

其中:  $H$  为观测矩阵。

采用最小二乘准则作为最优加权的标准,  $k$  时刻融合后的测量值可以用下式表示:

$$Z^*(k) = \frac{e_R^{-2}(k)Z_R(k) + e_{GPS}^{-2}(k)Z_{GPS}(k)}{e_R^{-2}(k) + e_{GPS}^{-2}(k)} \quad (13)$$

而误差协方差阵为:

$$R^*(k) = \frac{e_R^{-2}(k)R_R(k) + e_{GPS}^{-2}(k)R_{GPS}(k)}{e_R^{-2}(k) + e_{GPS}^{-2}(k)} \quad (14)$$

然后对加权数据进行卡尔曼滤波。设系统状态方程和量测方程<sup>[10]</sup>分别为:

$$X(k) = \Phi X(k - 1) + W(k) \quad (15)$$

$$Z(k) = HX(k) + V(k) \quad (16)$$

其中:  $X(k)$  为  $k$  时刻系统状态向量,  $Z(k)$  为  $k$  时刻量测向量,  $W(k)$  和  $V(k)$  分别为  $k$  时刻状态噪声和量测噪声, 且互不相关, 其协方差分别为  $Q$  和  $R$ ,  $\Phi$  和  $H$  分别为状态转移矩阵和观测矩阵。

数据加权融合后得到测量值  $Z^*(k)$  和误差协方差  $R^*(k)$ , 结合当前时刻的测量值和预测值, 利用卡尔曼滤波更新下一时刻的目标状态和误差协方差, 具体步骤如下:

1) 利用系统的过程模型, 预测下一状态的系统, 即

$$X(k | k - 1) = \Phi X(k - 1) \quad (17)$$

$$P(k | k - 1) = \Phi P(k - 1) \Phi^T + Q(k) \quad (18)$$

其中:  $X(k | k - 1)$  是利用  $k - 1$  时刻状态预测的结果,  $P(k | k - 1)$  是  $X(k | k - 1)$  对应的误差协方差,  $Q(k)$  是系统过程的误差协方差。

2) 结合当前时刻的测量值和预测值, 估计当前时刻的最优估计值  $X(k)$

$$X(k) = X(k | k - 1) + K_g(k)(Z^*(k) - HX(k | k - 1)) \quad (19)$$

$$K_g(k) = P(k | k - 1)H^T [HP(k | k - 1)H^T + R^*(k)]^{-1} \quad (20)$$

其中： $K_g(k)$  为卡尔曼滤波增益， $P(k)$  是  $X(k)$  对应的误差协方差， $I$  为单位矩阵。系统按照该方法自回归运算，完成对目标的融合跟踪。

### 3 算法验证

#### 3.1 Matlab 仿真验证

在以雷达为原点的东北天直角坐标系下模拟两条不同周期的着陆航迹，加入不定偏差后分别作为雷达跟 GPS 原始数据，然后分别将两信息源数据转换到雷达极坐标系，去掉部分雷达数据的距离信息。假设时间已经对准，对雷达数据跟 GPS 数据进行航迹关联算法验证，并将关联成功后的数据进行融合滤波，仿真结果如图 4、图 5 所示。

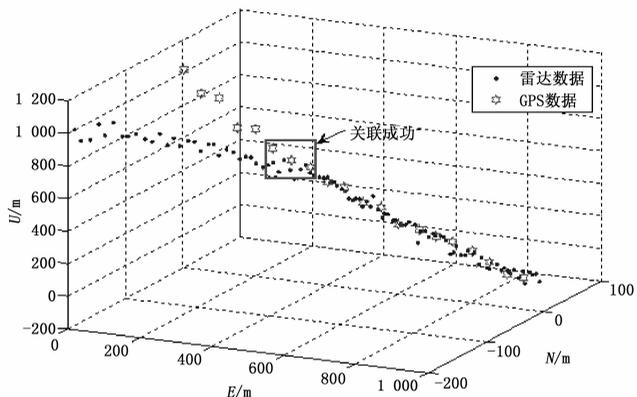


图 4 航迹关联验证

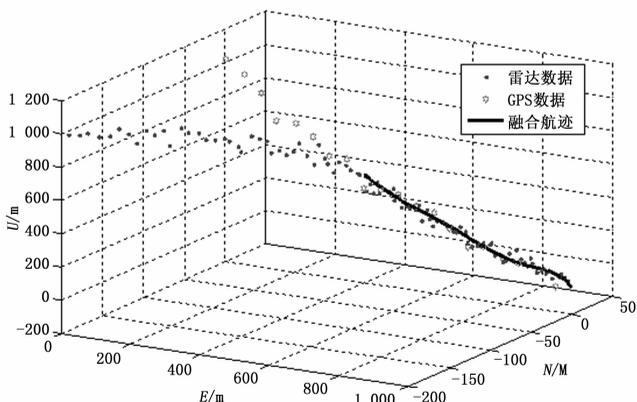


图 5 关联后融合滤波

从图 4 可以看出，随着雷达跟 GPS 数据位置的靠近，点迹核对成功概率增加，当有连续三个点进行点迹核对成功，则认为航迹关联成功；图 5 中黑色曲线是航迹关联后的滤波曲线，由图可见，本文所采用的最小二乘加权卡尔曼滤波方法可以很好地实现航迹的融合滤波。

#### 3.2 真实数据验证

测试环境：从某机场采样数据，同时获取机场跑道真方位，飞机从 50 km 左右进近，跑道主着陆方向为自西向东，雷达数

据更新率为 400 ms，假设雷达批号为 P3，GPS 数据更新频率为 5 s，ID 号为 3905。利用一台计算机模拟雷达情报，一台模拟 GPS 情报，按数据记录的真实时间间隔发送数据，在主机端实现航迹融合以及显示。雷达航迹跟 GPS 航迹完成航迹关联后进行融合滤波，结果如图 6 所示。其中橙色线 S3905 表示 GPS 航迹，蓝色线 R3 表示雷达航迹，雷达航迹跟 GPS 航迹在 P3 点处完成航迹关联，红色线 3905 为融合滤波后综合航迹。

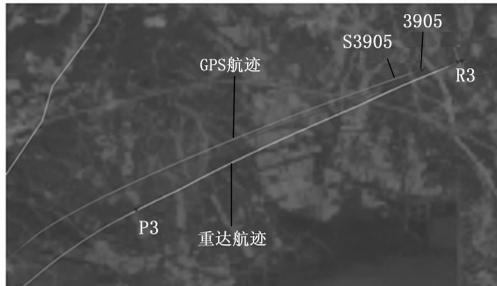


图 6 航迹融合过程图

由于着陆雷达系统只在飞机进近着陆阶段才工作，所以飞机在完成航迹关联之前航迹主要以 GPS 航迹为主，完成航迹关联后，进行融合滤波，由于雷达数据精度要高于 GPS 数据精度，融合后航迹逐渐偏向于雷达航迹。数据验证表明，本文所提的航迹关联以及融合滤波算法，能够实现进近阶段的航迹关联，融合滤波后达到了很好的平滑效果，航迹数据也保持了较高的精度。

### 4 结论

本文提出的基于雷达坐标系的航迹关联及融合算法，能够满足雷达位置信息不完整时航迹关联的要求，在保证融合数据准确性的同时，兼顾了算法的实时性，达到了良好的融合性能，具有较高的工程实用价值。

#### 参考文献：

- [1] 唐大全, 毕波, 王旭尚, 等. 自主着陆/着舰技术综述 [J]. 中国惯性技术学报, 2010, (05): 550-555.
- [2] 刘水, 张鹏明, 王思臣. 无线电着陆引导系统的发展现状 [J]. 硅谷, 2009, (14): 11-12.
- [3] 王党卫, 李斌, 原彬. 卫星导航着陆系统现状及发展趋势 [J]. 现代导航, 2012, (05): 317-323.
- [4] Bar-Shalom Y. On the sequential track correlation algorithm in a multisensor data fusion system [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44 (1): 396-397.
- [5] 何友, 王国宏, 等. 多传感器信息融合及其应用 [M] 北京: 电子工业出版社, 2000.
- [6] 田雪怡. 多传感器数据关联与航迹融合技术研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.
- [7] 权义宁, 姜振, 黄晓冬, 等. 一种新的数据融合航迹关联算法 [J]. 西安电子科技大学学报, 2012, (01): 67-74.
- [8] 贺正洪, 吕辉, 王睿, 等. 防空指挥自动化信息处理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [9] 秦永元, 等. 卡尔曼滤波与组合导航原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.
- [10] 张高煜. 目标跟踪与多传感器信息融合若干问题研究 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2006.