

## 基于 ADS-B 的新型跟踪监视算法

周波<sup>1,2</sup>, 曹博<sup>1</sup>, 唐鹏<sup>1</sup>, 沈笑云<sup>1</sup>

(1. 中国民航大学智能信号和图像处理天津市重点实验室, 天津 300300;

2. 中国民用航空中南地区空中交通管理局湖北分局, 武汉 430000)

**摘要:** 考虑到 ADS-B 监视系统数据存在各种误差以及低空航空器飞行特点, 提出一种基于 ADS-B 数据的跟踪监视新方法。采用可设置判断门限实现飞行多模式间切换, 在平稳航段发挥卡尔曼算法的优势, 在机动航段保持 RMIMM 平滑稳定性能。该算法综合性能超越传统基于卡尔曼滤波的监视算法, 有效克服卡尔曼滤波对高频部分反应迟钝的不足, 又保留低频部分的良好跟踪特性。建立在多模式切换的基础上, 实现不同模式的快速预测, 为航迹预测提供基础。

**关键词:** 飞行器; 状态监视; 广播自动相关监视; 跟踪监视; 航迹预测

中图分类号: V328.3 文献标志码: A 文章编号: 1671-637X(2014)07-0041-05

## A New Algorithm for Track Monitoring Based on ADS-B

ZHOU Bo<sup>1,2</sup>, CAO Bo<sup>1</sup>, TANG Peng<sup>1</sup>, SHEN Xiao-yun<sup>1</sup>

(1. Tianjin Key Lab for Advanced Signal Processing, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Hubei Branch, Air Traffic Management Bureau of Middle & Southern Region, CAAC, Wuhan 430000, China)

**Abstract:** Considering the various errors existed in the data from ADS-B surveillance system and the flight characteristics of low-altitude aircraft, a new algorithm for track monitoring based on ADS-B was proposed. The decision threshold was set up to achieve multi-mode switching for aircraft. The advantage of Kalman algorithm was exploited in the steady phase and the smooth and stable performance of RMIMM was used in the maneuvering phase. Comprehensive performance of the algorithm is superior to that of the conventional monitoring algorithm based on Kalman filtering. The shortcoming that the response of Kalman filter is inadequate when processing the high frequency signal is overcome while the good tracking performance of it when processing the low frequency signal is kept. Besides, the multi-mode switching based on different modes is achieved, and the future mode can be predicted rapidly.

**Key words:** air vehicle; status monitoring; ADS-B; track monitoring; trajectory prediction

### 0 引言

广播自动相关监视(ADS-B)作为未来重要监视手段,与雷达等监视设备相比,具有更高的精度和更新速率特点,新兴技术为下一代航空自动化管理系统(Next-Gen)开发提供保障<sup>[1]</sup>。但是由于 ADS-B 系统数据误差难以避免,比如卫星导航误差、ADS-B 系统误差以及数据传输的过程产生误差等,误差使得飞行器状态监视显

得尤为重要。开发基于 ADS-B 的新型航迹监视算法非常必要,不仅可以提高监视精度,减小飞行间隔,提高空域资源利用率,而且为后续的飞行冲突检测提供依据<sup>[2]</sup>。

现有空管自动化系统主要针对机动飞行相对较少的商用航班,监视数据处理一般采用传统卡尔曼滤波方法<sup>[3-4]</sup>,该方法不适宜处理机动飞行较多的通用航空目标数据。考虑到空域飞行流量和飞行密度的增大,以及低空航空器的低速、高机动等飞行特点,未来空管自动化系统必将充分利用 ADS-B 等先进监视系统,采用与其配套的新型滤波算法。

本文方法是在参考和论证卡尔曼滤波算法原理基础上提出的。卡尔曼滤波方法主要特点是对数据高频部分反应迟钝、低频部分比较稳定,算法运算量比较小,文献[5-8]提出基于残差多模估计算法(RMIMM),是

收稿日期:2013-08-09

修回日期:2013-09-09

基金项目:天津市应用基础与前沿技术研究计划(14JCYBJC16000);  
中央高校基本科研业务费(3122013SY24, 3122013SY23, 3122013Z001, 3122013C016)

作者简介:周波(1985—),男,湖北黄冈人,硕士生,研究方向为空中交通管理、导航监视。

一种针对雷达监视数据处理的方法;文献[9]对 RMIMM 算法在一致性监视方面的应用有比较深入的研究;文献[10-11]将算法应用于航迹预测和目标跟踪,研究表明这种方法在机动情况下对航迹的跟踪精度高于传统卡尔曼滤波,但在平稳情况下,稳定性略差。因此,本文针对二者的不同特点提出一种基于 ADS-B 监视数据的新颖过滤方法,在平稳情况下保持传统卡尔曼滤波方法运算量小、稳定的良好性能,在机动情况下兼有 RMIMM 算法跟踪精度高的优点。实验表明:改进的算法达到预期的结果,在平稳和突变部分,算法均表现出稳健良好的跟踪效果。

## 1 本文算法

为详细介绍本文算法,从两个方面做了说明:ADS-B 信息提取利用、状态建模及估计方法。前者将考虑从 ADS-B 报文获取连续的变量信息,作为量测值;后者将监视目标的连续信号离散为多种模态,利用前者提供的连续信号实现模态切换,在某一种模态下,可以依靠更为精确的监视算法分析处理量测数据,减小误差,提高监视精度。连续状态量可以是目标位置、目标速度和目标姿态等。对应这几种连续变量可以将目标的状态离散为多种模态,本文具体总结为 5 种,分别为<sup>[2,11-14]</sup>:CV,固定速度,适用于直线巡航;CA,固定加速度或减速度,航向不改变,适用于固定航向、高度的改变速度机动;CT,固定转弯率,固定速度、滚转率、高度的改变航向机动;CH,固定爬升率或固定下降率且固定地速,适用于高度改变机动;CHCA,固定爬升率或固定下降率且水平方向上固定加速或减速,适用于起飞和着陆。另外,介绍了模态与航迹预测之间的联系,为后续研究提供参考。

### 1.1 ADS-B 信息提取

本文算法的数据源主要由 ADS-B 系统提供,因为 ADS-B 作为未来主要监视手段所具备的良好性能。ADS-B 是一种基于卫星定位,依靠地空、空空数据链通信的一种监视手段,ADS-B 报文中涵盖了飞行器当前大量的状态信息,包括基本信息和扩展信息,最值得注意的是,报文的扩展项中提供短期意图信息,这对航迹的短期战略预测非常关键。在 FAA 最新版 ADS-B 民航系统性能标准 DO-242A 中,ADS-B 的信息报告主要分为两种:目标状态报告(TS);航迹改变报告(TC)。TS 包含飞行器目标高度、目标航向等短期意图信息;TC 包含航迹改变信息以及长期意图信息,航迹通过航迹改变点(TCPs)表达<sup>[11,15]</sup>。

目前,低空飞机安装的 ADS-B 机载设备水平等级普遍比较低,导致不是所有规定的扩展条目都能够传

输、提取、处理<sup>[1,16]</sup>。在不能获得扩展条目信息的情况下,借助 ADS-B 系统仍能轻松地获取基本状态的精确信息,比如飞机的位置、速度、航向等。依据这些信息可以进一步计算实现状态和模式的估计,算法同样支持雷达等其他设备提供的数据。

### 1.2 状态建模及估计

对动力模型精确近似是准确估计模式转换的前提,文献[16]提出的当前模型的本质是比其他模型更为复杂的自适应均值信号模型,是对二维、三维 CT、CH 等的归纳综合。考虑到民航飞行器三维机动( $x, y, z$  3 个方向上同时变化)情况罕见,本文不采用这种方法,而是采用文献[2,10-13]中分别建模的方法。对于 CV 模式,其动力学模型为

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}_{CV}\mathbf{x}(k) + \mathbf{T}_{CV}\mathbf{w}(k) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{F}_{CV} = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ ,表示状态转换矩阵; $\mathbf{x} = [x, \dot{x}]^T$ ;

$\mathbf{T}_{CV} = \begin{bmatrix} T^2/2 & 0 \\ T & 0 \end{bmatrix}$ ,表示噪声加权矩阵; $T$ 为抽样周期; $k$

是对应的抽样时刻; $\mathbf{w}(k)$ 表示独立随机高斯白噪声,具有两个基本特征: $E[\mathbf{w}(k)] = 0$ , $E[\mathbf{w}(k)\mathbf{w}(k)^T] = \mathbf{Q}$ , $\mathbf{Q}$ 为对应每种模式对分别给定的噪声协方差阵;为了简化,这里只考虑一维变量所对应的状态,可以完全类似地扩展到  $y$  方向上, $z$  方向上状态虽然无变化,也可以加入到状态集合中考虑,最后归纳为 $\mathbf{x} = [x, \dot{x}, \ddot{x}, y, \dot{y}, \ddot{y}, z, \dot{z}, \ddot{z}]^T$ 。对于 CA 模式,其动力学模型为

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}_{CA}\mathbf{x}(k) + \mathbf{T}_{CA}\mathbf{w}(k) \quad (2)$$

式中: $\mathbf{F}_{CA} = \begin{bmatrix} 1 & T & T^2/2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ ; $\mathbf{x} = [x, \dot{x}, \ddot{x}]^T$ ; $\mathbf{T}_{CA} =$

$\begin{bmatrix} T^2/2 & 0 & 0 \\ T & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ 。令 $\mathbf{F}_{CA} = \mathbf{A}_1$ , $\mathbf{0}_{i \times j}$ 为  $i \times j$  维零阵, $\mathbf{A}_2 =$

$\begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ ;对于 CT 模式,其动力学模型只考虑在二维方

向上建立,简化为

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}_{CT}\mathbf{x}(k) + \mathbf{T}_{CT}\mathbf{w}(k) \quad (3)$$

式中: $\mathbf{F}_{CT} = \begin{bmatrix} 1 & \frac{\sin \omega T}{\omega} & 0 & -\frac{1 - \cos \omega T}{\omega} \\ 0 & \cos \omega T & 0 & -\sin \omega T \\ 0 & \frac{1 - \cos \omega T}{\omega} & 1 & \frac{\sin \omega T}{\omega} \\ 0 & \sin \omega T & 0 & \cos \omega T \end{bmatrix}$ ; $\mathbf{T}_{CT} =$

$\begin{bmatrix} T^2/2 & 0 & 0 \\ T & 0 & 0 \\ 0 & T^2/2 & 0 \\ 0 & T & 0 \end{bmatrix}$ ; $\mathbf{x} = [x, \dot{x}, y, \dot{y}]^T$ 。

对于CH模式,其动力学模型为

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}_{CH}\mathbf{x}(k) + \mathbf{T}_{CH}\mathbf{w}(k) \quad (4)$$

式中:  $\mathbf{F}_{CH} = \begin{bmatrix} A_2 & O_{2 \times 2} & O_{2 \times 2} \\ O_{2 \times 2} & A_2 & O_{2 \times 2} \\ O_{2 \times 2} & O_{2 \times 2} & A_2 \end{bmatrix}$ ;  $\mathbf{x} = [x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}]^T$ ;

$$\mathbf{T}_{CH} = \begin{bmatrix} T^2/2 & T & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & T^2/2 & T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & T & 1 \end{bmatrix}$$

对于CHCA模式,其动力学模型为

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}_{CHCA}\mathbf{x}(k) + \mathbf{T}_{CHCA}\mathbf{w}(k) \quad (5)$$

式中:  $\mathbf{F}_{CHCA} = \begin{bmatrix} A_1 & O_{2 \times 3} & O_{2 \times 2} \\ O_{3 \times 3} & A_1 & O_{4 \times 2} \\ O_{2 \times 3} & O_{2 \times 3} & A_2 \end{bmatrix}$ ;  $\mathbf{T}_{CHCA} =$

$$\begin{bmatrix} T^2/2 & T & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & T^2/2 & T & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & T & 1 \end{bmatrix}$$

;状态量  $\mathbf{x} = [x, \dot{x}, \ddot{x}, y, \dot{y}, \ddot{y}, z, \dot{z}]^T$ 。

本文新型监视算法针对不同模式下状态量特征采取不同滤波方法:飞行器航行过程直线平稳(CV)所占比例比较大,该部分将采用传统的卡尔曼滤波方法处理;对于CT、CA、CH、CHCA,考虑到机动航程及时间所占比例较小,采用更为精确复杂的估计算法,哪怕运算量稍微增大,因为换取精度对于需要特别监视的机动场景非常必要。算法通过位置、速度、姿态角等波动量是否超过对应的可调节门限值来联合判别飞行器不同模式间的切换。其具体原理见图1。

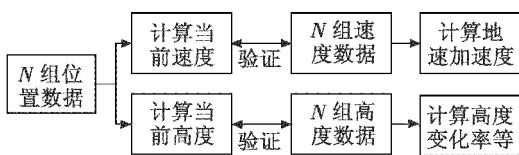


图1 门限相关状态量获取原理图

Fig.1 Schematic of getting the state variables related to the threshold

定义地速、地速加速度、航向角、俯仰角、滚转角变化量大小的门限分别为:  $\lambda_v, \lambda_a, \lambda_\phi, \lambda_\beta$ 。N组数据由当前报文数据和N-1组历史报文数据的信息组成。算法中将根据图1所示方法计算结果与对应门限值比较,从而判断当前模式及是否发生模式转换。假设根据图1计算4种变量的当前改变量大小分别为  $\Delta v_i, \Delta a_i, \Delta \phi_i, \Delta \beta_i$ ,通过这4种变量绝对值大小与其对应门限的比较组合判断模式是否发生改变。如4种变量的当前改变量绝对值均小于对应门限值时,则判定为CV模式。

1) 对应CV模式,采取传统的卡尔曼滤波方法计

算,将模型离散线性化

$$\boldsymbol{\gamma}(k+1) = \mathbf{A}_j\boldsymbol{\gamma}(k) + \mathbf{B}_j\mathbf{w}(k) \quad (6)$$

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{H}\boldsymbol{\gamma}(k) + \mathbf{v}(k) \quad (7)$$

式中:  $\boldsymbol{\gamma} = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}]^T$ ,表示飞行器动力学状态变量;  $\mathbf{z}(k)$ 表示位置速度等量测值信息;  $\mathbf{A}_j, \mathbf{B}_j$ 均是模式j的转换矩阵;  $\mathbf{H}$ 是检测矩阵;  $\mathbf{w}(k), \mathbf{v}(k)$ 对应k时刻独立噪声,  $Q_k, R_k$ 是其对应的协方差。基于卡尔曼理论,最优函数解为

$$\hat{\boldsymbol{\gamma}}(k+1|k+1) = \hat{\boldsymbol{\gamma}}(k|k)\mathbf{A}_j + k(\mathbf{R}+1) \cdot [z(k+1) - \mathbf{H}\hat{\boldsymbol{\gamma}}(k|k)\mathbf{A}_j] \quad (8)$$

式中:

$$\mathbf{K}(k+1) = \mathbf{P}(k+1)\mathbf{H}^T[\mathbf{H} \cdot \mathbf{P}(k+1|k) \cdot \mathbf{H}^T + \mathbf{R}_{k+1}]^{-1} \quad (9)$$

$$\mathbf{P}(k+1|k) = \mathbf{A}_j \cdot \mathbf{P}(k|k) \cdot \mathbf{A}_j^T + \mathbf{B}_j \cdot \mathbf{Q}_k \cdot \mathbf{B}_j^T \quad (10)$$

2) 对应CT、CA、CH、CHCA模式,采用多模态交互式算法处理。文献[4-5]详细介绍了基于残差的多模态交互算法,主要分为:模态交互;基于当前量测值的各模态过滤;模态概率及交互概率更新;状态估计及方差合并。几个步骤反复循环构成历史值对当前量测值的修正,以及对模态的准确估计。算法本质是通过量测值与估计值的残差不断修正各个模态间的转换概率以及模态发生概率,最后合并获得加权结果。这有利于在高频和低频之间保持平衡,既对飞行器的机动突变保持一定灵敏度,又能在多模态间平滑和稳定估计结果。

图2所示为两个模态的交互处理结构。

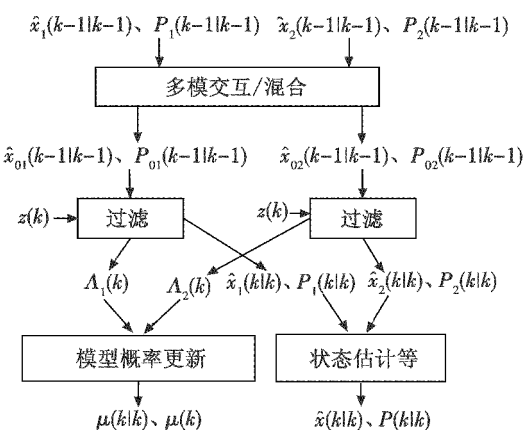


图2 两个模态的交互处理结构图

Fig.2 Interactive processing of two modals

图中  $\hat{x}_1(k-1|k-1), P_1(k-1|k-1)$  分别表示k-1时刻模态1的状态估计值和方差;  $\hat{x}_2(k-1|k-1), P_2(k-1|k-1)$ 表示模态2的状态估计值和方差;模态交互后,  $\hat{x}_{01}(k-1|k-1), P_{01}(k-1|k-1)$ 表示考虑模态转换概率后模态1状态估计值及方差,  $\hat{x}_{02}(k-1|k-1), P_{02}(k-1|k-1)$ 表示交互后模态2状态估计

值及方差; $z(k)$ 是 $k$ 时刻的量测值; $A_1(k)$ 、 $A_2(k)$ 分别表示模态1和模态2的似然函数; $\hat{x}_1(k|k)$ 、 $P_1(k|k)$ 、 $\hat{x}_2(k|k)$ 、 $P_2(k|k)$ 分别表示模态1和模态2状态估计值和方差; $\mu(k|k)$ 、 $\mu(k)$ 分别表示混合交互概率和模态概率; $\hat{x}(k|k)$ 、 $P(k|k)$ 表示最终合并后的状态估计值和方差。基于残差多模交互式估计算法(RMIMM)的具体过程本文不再进行重复介绍。

### 1.3 多模态与航迹预测

本文算法可以快速地估计出当前模态,根据当前模态可以对短期航迹进行战术预测。DO-242A规定的TC报告中包含航迹改变信息以及长期意图信息,改变后航迹通过航迹改变点(TCPs)表达。按照规定,A2水平的ADS-B系统将具备目标航向、高度的TS报告和一个改变点的TC报告能力。A3水平设备将在拥有A2水平能力的基础上,TC报告点增加到4个以上。航迹关键点与短期航迹一起构成初步的长期航迹预测。

## 2 实验结果及分析

为了验证改进方法的性能,本文考虑CV和CT两种模态下的多种情况进行实验分析。实验仿真时间段为1000s,转弯率为 $3(^{\circ})/s$ ,设定初始状态 $x = [x, \dot{x}, y, \dot{y}]^T$ 为 $x = [1000, 50, 1000, 50]^T$ ,在 $200s \leq t \leq 400s$ 时左转, $600s \leq t \leq 700s$ 时右转,其余时间段均为CV模态。取门限状态量计算长度 $N=5$ ,设置门限值 $v_{\lambda}$ 、 $\alpha_{\lambda}$ 、 $\varphi_{\lambda}$ 、 $\beta_{\lambda}$ 分别为: $10m/s$ 、 $5m/s^2$ 、 $1^{\circ}$ 、 $5^{\circ}$ 。模拟飞行器的轨迹如图3所示。从图中可以看出,飞行器从 $t=1s$ 开始,到坐标(10000,1000)附近开始逆时针左转,时间段为 $200s \leq t \leq 400s$ 。之后由模态CT转为CV,开始直线飞行。坐标(12800,-2000)位置附近开始右转,由模态CV转为CT。最后又转换为CV模态。

图4是右转CT模态航迹上截取的局部放大图。

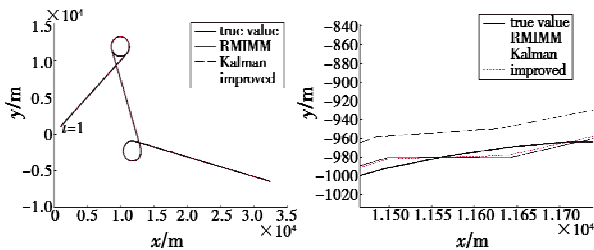


图3 CV、CT组合航迹

Fig.3 Combination track of CV and CT mode

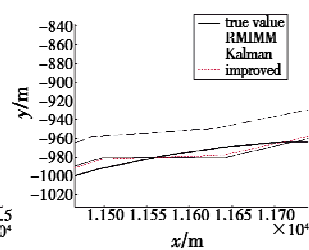


图4 航迹CT段局部放大图

Fig.4 Partial track enlarged view of CT segment

由图4中,可以看出,卡尔曼滤波跟踪的结果在CT模态下,误差比较大,RMIMM误差比较小。改进后的算法基本继承了后者在该模态下的优点,甚至性能稍好。图5是CV模态下航迹某段的局部放大图,

RMIMM算法结果误差比较大,而本文改进算法和卡尔曼方法的跟踪结果基本重合,更接近真实值。由图中可以看出,RMIMM在平稳位置仍然不够稳定,相对于卡尔曼方法结果波动比较大。改进后的方法保留了卡尔曼方法在CV模态下的优势,同时兼具卡尔曼运算量较小的特点。由综合图4和图5可以说明,改进后方法在CT模态下跟踪性能保持了RMIMM算法的优势,在CV模态下保持卡尔曼算法的诸多优点。

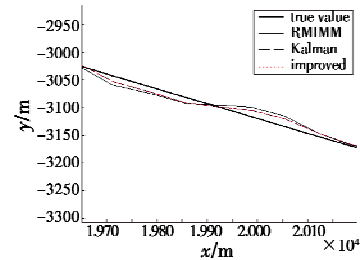


图5 航迹CV段局部放大图

Fig.5 Partial enlarged view of track CV segment

为了进一步研究改进算法的性能,图6和图7分别给出位置误差统计和速度误差统计。

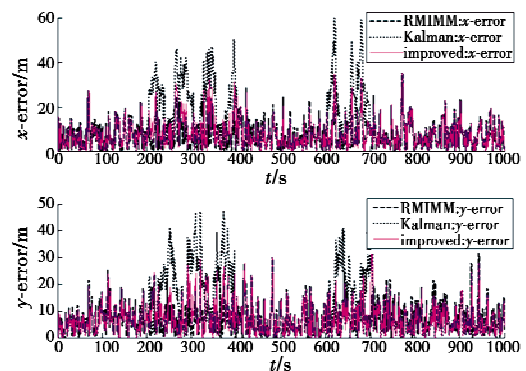


图6 位置误差统计

Fig.6 Position error statistics

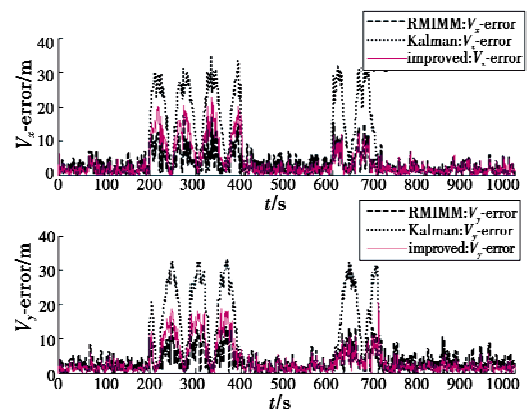


图7 速度误差统计

Fig.7 Speed error statistics

从图6可看出,在 $200s \leq t \leq 400s$ 以及 $600s \leq t \leq 700s$ 阶段,航迹处在CT模态下,此时卡尔曼滤波的位置误差表现为最大。改进算法和RMIMM算法的误差统计在该模态下基本相当。在CV模态,仔细观察可以发

现,改进算法与卡尔曼算法基本相当,甚至更优,性能明显好于 RMIMM 算法跟踪的结果,图 7 更明显说明改进算法兼具二者优点、克服二者不足的良好特性。这是因为速度量是位置矢量的微分,可以将算法间跟踪的性能优劣放大。从图中可以得出,在 CV 模式下,改进算法误差最小,在 CT 模式下,改进算法和 RMIMM 性能相差不多,明显优于卡尔曼算法跟踪性能。

为了分析改进算法在模态转换和识别方面的优势,图 8 分别给出改进算法和 RMIMM 算法在整个过程中模态转换和识别结果以及 RMIMM 算法对应 3 种模式的概率分布。

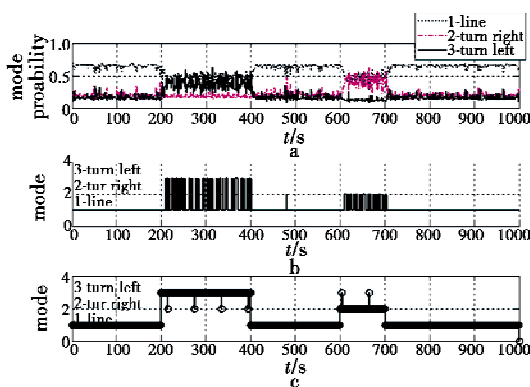


图 8 模态概率及模态识别

Fig. 8 Mode probability and mode identification

图 8a 表示整个过程 RMIMM 算法 3 种状态的概率分布,是 RMIMM 算法模态识别和转换的核心。如果用纵坐标等于 1 表示 CV 模态、等于 2 表示 CT 模态下右转状态、等于 3 表示 CT 模态下左转状态,则最终的统计结果如图 8b 所示,可以看出, CV 与 CT 相互转换能够识别,但是存在很多毛刺,特别在 CT 模态下,模态的识别偶尔跳到 CV 模态,这对航迹的预测是极为不利的。与 RMIMM 相比,图 8c 所示的本文方法不仅有效减少了毛刺现象,而且在模态识别的灵敏度上也表现更优,如图中所示,在  $t = 200$  s 时刻,本文方法几乎毫无延迟地预测出模态发生转变,和实验的数据是一致的,而 RMIMM 算法几乎延迟 12 s。在空域流量大和空情比较复杂的低空环境,延迟有可能导致误判,引起交通事故的发生。

最后需要指出的是,模态识别将有利于短期航迹的预测,虽然未来 ADS-B 设备支持 TS 报告提供短期航迹,但是其提供的目标航向等信息也不足以实现飞行器短期航迹精确的战术预测。本文算法通过模态的识别,利用数学建模的方法能够实现未来短期航迹的快速形成,结合 ADS-B 设备提供的 TC 报告点,可以实现长期航迹的准确预测,航迹预测在飞行器冲突检测与解脱中的地位非常重要。

### 3 小结

针对 ADS-B 监视系统可能存在的各种误差来源,本文提出一种基于多模态切换的不同模态不同处理方法的算法。基于 ADS-B 监视数据的高更新率,采用可设置门限的方法来判别模态切换,减少算法自适应过程花费。在平稳部分充分考虑卡尔曼滤波方法优势,在突变部分则发挥 RMIMM 算法平滑稳定性能。本文方法性能优于传统基于卡尔曼滤波方法,有效克服卡尔曼滤波方法对高频部分反应迟钝的不足,又保留低频部分的良好跟踪特性。同时建立在多模态切换的基础上,实现不同模式的快速预测,为航迹预测提供基础。实验表明:改进的算法达到了预期结果,在平稳和突变部分,算法均表现出稳健的良好跟踪效果。

### 参考文献

- [1] RODRIGUES C V C, SILVA J M R, BOUSSON K. Advanced air traffic management technologies; The ADS-B impact over ATM concepts. The case for Portugal [J]. International Journal of Aviation Management, 2012, 1(3): 162-180.
- [2] LIN X, ZHANG J, ZHU Y B, et al. Simulation study of algorithms for aircraft trajectory prediction based on ADS-B technology [C]//Asia Simulation Conference-7th International Conference on System Simulation and Scientific Computing, ICSC 2008, IEEE, 2008: 322-327.
- [3] KROZEL J, ANDRISANI D. Independent ADS-B verification and validation [C]//AIAA Aviation, Technology, Integration, and Operations Conference Proceedings, 2005: 1-11.
- [4] MUELLER K T, KROZEL J. Aircraft ADS-B intent verification based on a Kalman tracking filter [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2000: 4067-4072.
- [5] BAR-SHALOM Y, YAAKOV B S, LI X R. Design of an interacting multiple model algorithm for air traffic control tracking [J]. IEEE Transactions on, Control Systems Technology, 1993, 1(3): 186-194.
- [6] LI X R, YAAKOV B S. Mode-set adaptation in multiple-model estimators for hybrid systems [C]//American Control Conference, 1992: 1794-1799.
- [7] HOULES A, YAAKOV B S. Multisensor tracking of a maneuvering target in clutter [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1989, 25(2): 176-189.
- [8] BLOM H A P, YAAKOV B S. The interacting multiple model algorithm for systems with Markovian switching coefficients [J]. IEEE Transactions on, Automatic Control, 1988, 33(8): 780-783.

模型算法来代替卡尔曼滤波算法作为子滤波器,克服非线性条件下的滤波发散,从而提高滤波稳定性和状态估计精度。仿真结果表明,联邦 IMM 滤波器在目标做机动的情况下可以实现算法快速收敛,估计误差始终保持在一定的范围内,具有良好的稳定性和容错性。此外,本算法的运算量相对于当前通用的滤波算法而言较高,因此在实际工程中适合与线性滤波算法相结合应用,在目标做机动时采用本算法来减少滤波误差,而在目标做线性运动时切换至线性滤波算法。

### 参考文献

- [1] 何友,王国宏,陆大铨等.多传感器信息融合及应用[M].北京:电子工业出版社,2000.  
HE Y, WANG G H, LU D J, et al. Multisensor information fusion with applications [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2000.
- [2] 韩崇昭,朱洪艳,段战胜,等.多源信息融合[M].北京:清华大学出版社,2010.  
HAN C Z, ZHU H Y, DUAN Z S, et al. Multi-source information fusion [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2010.
- [3] CALSON N A. Federated filter for fault-tolerant integrated navigation systems[C]//Proceedings of Position Location and Navigation System, Orlando, IEEE, 1988:110-119.
- [4] 张明源,王宏力.强跟踪联邦的卡尔曼滤波器设计[J].自动测量与控制,2007,26(6):70-74.  
ZHANG M Y, WANG H L. Strong tracking federated Kalman filter design [J]. Automatic Measurement and Control, 2007, 26(6):70-74.
- [5] CALSON N A, BERARDUCCI M P. Federated Kalman filter simulation results [J]. Navigation Fall, 1994, 41(3):297-321.
- [6] BAR-SHALOM Y, CHANG K C, BLOM H A P. Tracking a maneuvering target using input estimation versus the interacting multiple model algorithm[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1989, 25(2):296-300.
- [7] 陈欢欢,陶建锋,周峰,等.基于EPF-IMM算法的高机动目标跟踪研究[J].电光与控制,2010,17(10):17-19.  
CHEN H H, TAO J F, ZHOU F, et al. Tracking of high-maneuvering target based on EPF-IMM algorithm [J]. Electronics Optics & Control, 2010, 17(10):17-19.
- [8] 刘瑞华,刘建业.联邦滤波信息分配新方法[J].中国惯性技术学报,2001,9(2):28-32.  
LIU R H, LIU J Y. A new method of information sharing in federated filter [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2001, 9(2):28-32.
- [9] 王得利.分布式多传感器交互式多模型融合算法[J].唐山学院学报,2011,24(3):83-85.  
WANG D L. Distributed multiple sensors' interactive multi-model fusion algorithm [J]. Journal of Tangshan College, 2011, 24(3):83-85.
- [10] 王洪锋,单甘霖,梅卫.低空反导机动目标跟踪技术研究[J].电光与控制,2006,13(2):8-11.  
WANG H F, SHAN G L, MEI W. Research on maneuvering target tracking in low altitude anti-missile system [J]. Electronics Optics & Control, 2006, 13(2):8-11.
- [11] YEPES J L, HWANG I, ROTE M. New algorithms for aircraft intent inference and trajectory prediction [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2):370-382.
- [12] LI X R, JILKOV V P. Survey of maneuvering target tracking. Part I. Dynamic models[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(4):1333-1364.
- [13] LI X R, JILKOV V P. A survey of maneuvering target tracking: Dynamic models[C]//Proc. 2000 SPIE Conf. on Signal and Data Processing of Small Targets, 2000, 4048:212-236.
- [14] LI X R, JILKOV V P. A survey of maneuvering target tracking—Part II: Ballistic target models [C]//Proceedings of 2001 SPIE Conference on Signal and Data Processing of Small Targets, 2001, 4473:559-581.
- [15] BARHYDT R, WARREN A W. Newly enacted intent changes to ADS-MASPS: Emphasis on operations, compatibility, and integrity[J]. AIAA Paper, 2002:4932-4938.
- [16] KUMAR K S P, ZHOU H. A 'current' statistical model and adaptive algorithm for estimating maneuvering targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1984, 7(5):596-602.

(上接第45页)