

文章编号:1671-1637(2016)05-0074-09

## 航路飞行冲突解脱策略的滚动时域优化

汤新民<sup>1,2</sup>, 陈平<sup>2</sup>, 李博<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 江苏 南京 211106; 2. 中国电子科技集团第二十八研究所, 江苏 南京 210007)

**摘要:**针对固定航路上2架航空器的冲突解脱问题,在基于航向角和地速调整的静态单一最优解脱策略的基础上,考虑航空器飞行过程中可能存在的速度扰动等不确定因素,给出了一种基于滚动时域优化的动态混合最优解脱策略,采用极大似然估计和牛顿-拉夫逊迭代算法对风矢量进行辨识,对无扰动下的静态优化、航空器地速变化条件下的滚动时域优化以及风矢量变化条件下的滚动时域优化3种策略进行对比。分析结果表明:调整航向角的最短解脱时间为195 s,调整地速的最短解脱时间为285 s;第1架航空器减速、匀速、加速时,解脱时间分别为240、215、150 s;风矢量横向、纵向分量估计值的平均绝对误差分别为0.049、-0.067 km·h<sup>-1</sup>,相对误差分别为0.173%、-0.205%;对风矢量进行辨识后解脱时间从215 s减少为160 s。可见,基于风矢量辨识与滚动时域优化的动态混合最优解脱策略能够及时应对风矢量、航空器地速突然变化的情况,具有较好的动态适应性。

**关键词:**空中交通管理;下一代空管自动化系统;冲突解脱;滚动时域控制;参数辨识

**中图分类号:**U8

**文献标志码:**A

## Receding horizon optimization of en route flight conflict resolution strategy

TANG Xin-min<sup>1,2</sup>, CHEN Ping<sup>2</sup>, LI Bo<sup>1</sup>

(1. School of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, Jiangsu, China; 2. The 28th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Nanjing 210007, Jiangsu, China)

**Abstract:** Aiming at conflict resolution problem of two aircrafts on fixed airway, the static single optimal resolution strategy based on adjusting course angle and ground speed was analyzed, the uncertain factors such as speed disturbance possibly existing in aircraft flying process were considered, and a dynamic mixed optimal resolution strategy based on receding horizon optimization was proposed. The maximum likelihood estimation and Newton-Raphson iteration algorithm were used to identify wind vector. Three strategies including static optimization without disturbance, receding horizon optimization with changing ground speed of aircraft and receding horizon optimization with changing wind vector were compared. Analysis result shows that the shortest resolution time by adjusting course angle is 195 s, and the shortest resolution time by adjusting ground speed is 285 s. When the first aircraft decelerates, keeps uniform speed and accelerates, the resolution times are 240, 215 and 150 s respectively. The mean absolute errors of estimated values for wind vector's transversal and longitudinal components are 0.049 and -0.067 km·h<sup>-1</sup> respectively, and the relative errors are 0.173% and -0.205%.

收稿日期:2016-04-01

基金项目:国家自然科学基金项目(61174180, U1433125), 江苏省自然科学基金项目(BK20141413), 中国博士后科学基金项目(2014M550291)

作者简介:汤新民(1979-),男,湖南常德人,南京航空航天大学教授,工学博士,从事空管自动化研究。

respectively. The resolution time decreases from 215 s to 160 s after wind vector is identified. The dynamic mixed optimal resolution strategy based on wind vector identification and receding horizon optimization can timely response to the suddenly changing situation of wind vector and the ground speed of aircraft, and has good dynamic adaptability. 15 figs, 27 refs.

**Key words:** air traffic management; next generation air traffic management automation system; conflict resolution; receding horizon control; parameter identification

**Author resume:** TANG Xin-min(1979-), male, professor, PhD, +86-25-84893461, tangxinmin@nuaa.edu.cn.

## 0 引言

4D 航迹运行是针对未来小间隔、高密度空域的有效策略,美国下一代航空运输系统和欧盟单一天空计划均将基于 4D 航迹的运行作为核心机制。然而即使在飞行前为每架航空器配备无冲突 4D 航迹,在实际飞行过程中难免会因气象条件的改变或者其他一些紧急状况的出现而导致航空器无法准确按照飞行前配备的无冲突 4D 航迹飞行,因此,必须对空域中的实时交通态势进行监控和冲突探测,在线计算避免飞行冲突的最优解脱策略,从而保证空中交通的安全和畅通。

国内外学者针对飞行冲突解脱问题进行了大量的研究。首先,从航迹解脱的决策主体来分,冲突解脱可分为集中式冲突解脱与分布式冲突解脱。前者主要从空管自动化系统的角度为多架航空器解脱冲突<sup>[1]</sup>,而后者则是从航空器自身的角度解脱冲突<sup>[2-3]</sup>。其次,从航迹解脱变量的限制来分,航迹优化可分为自由飞行条件的航迹优化和航路飞行条件的航迹优化。前者在优化过程中仅考虑航空器的性能约束,无需考虑空域、航路约束<sup>[4-6]</sup>,而后者需考虑这两方面的约束<sup>[7-8]</sup>。再次,从优化模型和方法上划分,优化方法可分为离散优化方法、连续优化方法和混合优化方法。离散优化方法将解脱的过程按等时间或等距离划分,然后对各段进行优化以达到总体优化<sup>[9-10]</sup>,连续优化方法直接利用优化控制理论设计出航空器避让的最优飞行航迹<sup>[11-12]</sup>,而混合优化方法需要从离散的解脱策略和连续的解脱变量两方面同时进行优化<sup>[13-16]</sup>。最后,从解脱优化的过程来分,优化可分为离线静态优化和在线动态优化。前者仅根据探测到冲突时的状态给出固定的可行解脱策略<sup>[17]</sup>,而后者需要不断根据航空器运行状态与不同的优化目标实时计算解脱策略直至冲突解脱结束为止<sup>[18]</sup>。在将来较长的一段时期内空中交通管理仍然采用以地面为中心的集中管制方式,只允许航

空器在规定的航路上运行,对航空器位置采用雷达或自动相关监视等离散采样机制,因此,研究集中式固定航路条件下的离散在线动态冲突解脱符合未来的发展方向。

在离散在线动态最优冲突解脱问题研究方面有不少成果。Bousson 提出了基于模型预测控制的飞行冲突解脱方法,为每一航空器在线计算速度和航向,并生成沿着预定航路点的无冲突航迹<sup>[19]</sup>;Roussos 等采用模型预测控制和分散导航函数研究了在随机风场条件下的多航空器冲突控制问题<sup>[20]</sup>;Chaloulos 等提出了空中交通管理中的一种层次控制结构,在分布式的航空器飞行管理系统之上,在上层采用模型预测控制结合航空器动力学约束实现中期的冲突解脱<sup>[21]</sup>。但上述研究均假设风场基于快速更新周期的标称气象数据预报值,并假设风场误差服从给定随机分布,并未考虑计算解脱策略时实际风场的变化。风场不确定性在很大程度上影响飞行冲突探测与解脱的性能,Mondoloni 给出了风场预测的不确定性统计模型,并分析了其对航空器航迹预测精度的影响<sup>[22]</sup>;Chaloulos 等描述了实际风场与风场预报之间误差的修正模型,并仿真分析了误差修正对冲突概率的影响<sup>[23]</sup>;Delahaye 等提出当航空器真空速已知条件下,采用卡尔曼滤波方法利用雷达航迹对风矢量进行实时估计<sup>[24]</sup>,但该方法要求待估计区域存在多架航空器雷达航迹或单架航空器航迹必须存在转弯。

综上所述,对实时风矢量进行估计成为在线动态最优冲突解脱研究需要解决的关键问题。本文在研究无扰动条件静态单一冲突解脱策略的基础上,探讨了基于滚动时域优化的动态混合最优解脱方法,特别针对当风矢量预测存在误差时出现模型失配而导致无法解脱的问题,采用一种基于在线辨识方法对风矢量进行辨识,以提高冲突解脱的动态适应性。

# 1 不考虑风场的静态飞行冲突解脱

## 1.1 航空器飞行冲突探测模型

由于主要研究航空器冲突问题,可以将航空器近似为质点,忽略其姿态,设其真空速为  $v_1$ ,地速为  $v_2$ ,航向角为  $\varphi$ ,航迹角为  $\theta$ ,在偏流角较小的条件下  $\varphi \approx \theta$ ,则其在地面惯性参考坐标系中的运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = v_1 \cos(\varphi) + w_1 = v_2 \cos(\theta) \approx v_2 \cos(\varphi) \\ \dot{y} = v_1 \sin(\varphi) + w_2 = v_2 \sin(\theta) \approx v_2 \sin(\varphi) \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $\dot{x}$ 、 $\dot{y}$  分别为航空器速度的横向、纵向分量;  $w_1$ 、 $w_2$  分别为风速的横向、纵向分量。

假设航空器 a 的初始状态为  $\mathbf{z}_{a0} = (x_a, y_a, \varphi_a)^T$ , 地速矢量为  $\dot{\mathbf{z}}_a = (v_a \cos(\varphi_a), v_a \sin(\varphi_a))^T$ , 航空器 b 的初始状态为  $\mathbf{z}_{b0} = (x_b, y_b, \varphi_b)^T$ , 地速矢量为  $\dot{\mathbf{z}}_b = (v_b \cos(\varphi_b), v_b \sin(\varphi_b))^T$ ,  $x_a$ 、 $y_a$ 、 $\varphi_a$ 、 $v_a$  分别为航空器 a 的横向位置、纵向位置、航向角、地速,  $x_b$ 、 $y_b$ 、 $\varphi_b$ 、 $v_b$  分别为航空器 b 的横向位置、纵向位置、航向角、地速。在地面惯性参考坐标系中航空器 b 相对于航空器 a, 有

$$\begin{cases} \mathbf{z}_r = \begin{bmatrix} x_b - x_a \\ y_b - y_a \end{bmatrix} \\ \varphi_r = \varphi_b - \varphi_a \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\mathbf{z}_r$ 、 $\varphi_r$  分别为航空器 b 相对于航空器 a 的位置与航向角。

设航空器最小水平间隔为  $d_{\min}$ , 差值  $\Delta$  为

$$\Delta = \|\mathbf{z}_r\| - d_{\min} \quad (3)$$

在同一高度层当  $\Delta > 0$  时 2 架航空器之间当前不存在飞行冲突, 否则存在飞行冲突。

为便于根据航空器当前状态判断航空器之间未来的冲突趋势, 可以采用相对运动法。2 架航空器潜在飞行冲突的探测见图 1, 每架航空器的保护区半径均为  $d_{\min}/2$ , 2 条与航空器 b 的保护区边缘相切并且平行于  $\dot{\mathbf{z}}_b - \dot{\mathbf{z}}_a$  的直线之间的区域称为航空器 b 沿航空器 a 运动方向的飞行走廊,  $\alpha$ 、 $\beta$  分别为 2 架航

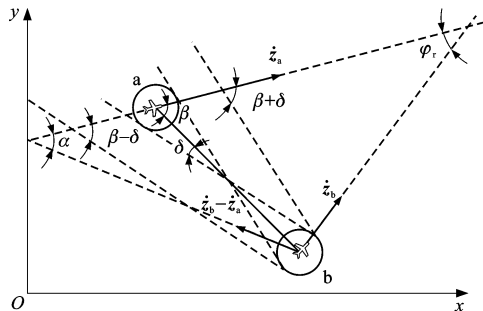


图 1 两架航空器潜在飞行冲突的探测

Fig. 1 Detection of potential flight conflict of two aircraft

空器相对速度矢量、相对位置矢量与航空器 a 运动方向的夹角,  $\delta$  为 2 架航空器的保护区边缘内公切线与 2 架航空器连线之间的夹角。若航空器 b 的飞行走廊和航空器 a 的保护区之间有交集, 就说明存在潜在的飞行冲突。在惯性坐标系中,  $\alpha$ 、 $\beta$  分别为

$$\alpha = \arctan \left[ \frac{v_b \sin(\varphi_r)}{v_b \cos(\varphi_r) - v_a} \right] \quad (4)$$

$$\beta = \left| \varphi_a - \arctan \left( \frac{y_b - y_a}{x_b - x_a} \right) \right| \quad (5)$$

当航空器 b 的飞行走廊边缘线与航空器 a 的飞行方向的夹角大于  $\beta + \delta$  或者小于  $\beta - \delta$  时, 航空器 a 的保护区与航空器 b 的飞行走廊就不会有交集, 即不存在潜在的飞行冲突, 因此, 避免飞行冲突发生的条件为

$$|\alpha - \beta| \geq \delta \quad (6)$$

$$\delta = \arcsin \left( \frac{d_{\min}}{\|\mathbf{z}_r\|} \right)$$

## 1.2 静态飞行冲突解脱策略

首先考虑 2 架航空器在固定航路飞行条件下, 整个冲突解脱过程中地速保持不变, 仅通过调整航空器 b 的航向角来进行冲突解脱。

图 2 为航空器 b 通过调整航向角解脱冲突的航迹, 上下 2 条虚线  $L_1$ 、 $L_2$  为规定的航路边界, 设在地面惯性参考坐标系中航路中心为  $L_0$ , 对应的直线方程为  $\mathbf{l}_b \mathbf{z}_b = c_b$ ,  $\mathbf{l}_b$  为方程的系数向量,  $\mathbf{z}_b$  为航空器 b 的位置,  $c_b$  为方程的常数项, 航路宽度为  $2W$ 。当航空器 b 运行到 P 点时, 开始执行解脱程序, 此时  $\alpha$  为

$$\alpha = \arctan \left[ \frac{v_b \sin(\varphi_r + \Delta\varphi_b)}{v_b \cos(\varphi_r + \Delta\varphi_b) - v_a} \right] \quad (7)$$

式中:  $\Delta\varphi_b$  为航空器 b 的航向角调整量。

航空器 b 到达 Q 点之后以相反的航向角调整量  $-\Delta\varphi_b$  回到航路中心线上飞行, 假设 Q 点距离航路中心线的距离为  $d_Q$ , 因此, 有

$$\begin{cases} d_Q \leq W \\ |\alpha_Q - \beta_Q| \geq \delta_Q \end{cases} \quad (8)$$

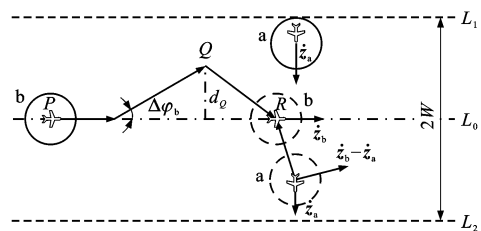


图 2 航空器 b 通过调整航向角解脱冲突的航迹

Fig. 2 Flight path of aircraft b by adjusting course angle to resolve conflict

式中: $\alpha_Q$ 、 $\beta_Q$  分别为航空器 b 位于 Q 点时 2 架航空器相对速度矢量、相对位置矢量与航空器 a 运动方向的夹角; $\delta_Q$  为航空器 b 位于 Q 点时 2 架航空器的保护区边缘内公切线与 2 架航空器连线之间的夹角。

当航空器 b 运动至 R 点时航向回归  $\varphi_b$ ,若 2 架航空器之间的相对位置矢量与相对速度矢量内积大于零,说明航空器的相对运动将继续增大其间隔,若此时 2 架航空器的飞行保护区没有重叠,表明飞行冲突解脱结束,因此,对冲突解脱结束 R 点的约束为

$$\begin{cases} \mathbf{l}_b \mathbf{z}_R - c_b = 0 \\ \mathbf{z}_r(\dot{\mathbf{z}}_b - \dot{\mathbf{z}}_a) \geq 0 \\ \|\mathbf{z}_r\| - d_{\min} > 0 \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{z}_R$  为航空器 b 位于 R 点时的位置矢量。

忽略航空器 b 调整航向角所花费的时间,冲突解脱过程所消耗的时间  $\gamma_1$  为

$$\gamma_1 = \frac{2d_Q}{v_b \sin(\Delta\varphi_b)} \quad (10)$$

从式(4)看出还可以通过调整航空器 b 的飞行地速来解脱冲突。假设 2 架航空器在整个冲突解脱过程中航向保持不变,定义航空器 b 的地速调整量为  $\Delta v_b$ ,此时有

$$\alpha = \arctan \left| \frac{(v_b + \Delta v_b) \sin(\varphi_r)}{(v_b + \Delta v_b) \cos(\varphi_r) - v_a} \right| \quad (11)$$

避免飞行冲突发生的条件仍然为式(6)。航空器 b 的地速调整量必须在航空器性能许可的范围内, $v_b + \Delta v_b \in [v_{\min,b}, v_{\max,b}]$ , $v_{\min,b}$ 、 $v_{\max,b}$  分别为航空器 b 地速的最小值、最大值。

图 3 为航空器 b 通过调整地速解脱冲突的航迹,假设航空器 b 从 P 点开始执行解脱程序,在到达 Q 点之后以相反的地速调整量  $-\Delta v_b$  回归其原始速度,P 点与 R 点之间的距离为  $\sigma_R$ 。当航空器 b 运动至 R 点时地速回归  $v_b$ ,冲突解脱结束点 R 点的约束仍为式(9)。

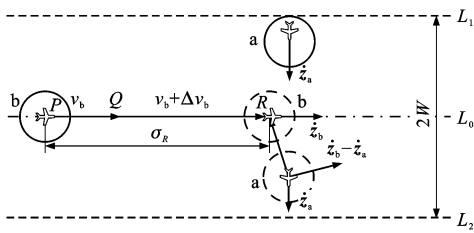


图 3 航空器 b 通过调整地速解脱冲突的航迹

Fig. 3 Flight path of aircraft b by adjusting ground speed to resolve conflict

设航空器 b 的加速度为  $a_b$ ,航空器 b 调整地速所花费的时间为  $2\Delta v_b/a_b$ ,再加上保持地速为  $v_b +$

$\Delta v_b$  的时间,可得解脱所消耗的总时间  $\gamma_2$  为

$$\gamma_2 = \frac{2\Delta v_b}{a_b} + \frac{a_b \sigma_R - |(v_b + \Delta v_b)^2 - v_b^2|}{a_b (v_b + \Delta v_b)} \quad (12)$$

根据已知的航空器初始位置和性能限制,可以求出冲突解脱时间最短情况下航空器 b 的航向角调整量  $\Delta\varphi_b$  和地速调整量  $\Delta v_b$ 。

## 2 考虑随机风场的动态飞行冲突解脱

### 2.1 飞行冲突解脱滚动时域优化

在实际飞行冲突解脱过程中,可能遇到一些突发状况或者受到其他意外因素的影响,如风矢量变化、航空器 a 地速发生扰动等,显然仅仅通过静态解脱策略无法满足完全避免冲突的要求。滚动时域控制是一种基于有限时域的滚动优化控制,在满足输入和状态限制约束的基本条件下,通过预测模型对被控对象的未来响应以及状态进行预测,并在有限时域内进行滚动优化<sup>[21]</sup>。

假设冲突解脱策略滚动优化的周期为  $A$ ,在整个冲突解脱过程中航空器 b 可同时采取调整航向角和地速的策略,解脱区域在同一个飞行高度平面内且该水平面内风矢量未知,因此,需要考虑可能存在的偏流。由于对航空器的观测是基于地面一、二次雷达或 ADS-B 的离散采样,因此,航空器运动学方程可用离散状态模型描述。在地面惯性坐标系中,同一时刻允许航迹角调整量  $\Delta\theta_b$  和地速调整量  $\Delta v_b$  同时不为零,航空器解脱过程的航迹见图 4。

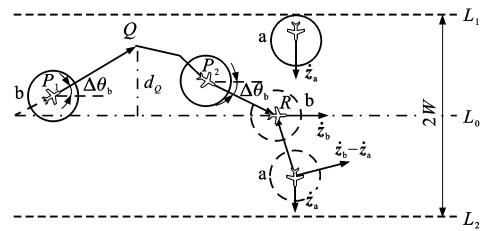


图 4 航空器 b 通过滚动时域优化解脱冲突的航迹

Fig. 4 Flight path of aircraft b by using receding horizon optimization

在某一个滚动周期的开始时刻,航空器 b 可能处于偏离航路中心方向的位置  $P_1$ ,即  $\Delta\theta_b(k) \Delta\theta_b(0) > 0$ , $\Delta\theta_b(k)$  为第  $k$  个滚动周期内航空器 b 的航迹角调整量,此时冲突解脱过程消耗的时间  $\gamma_3$  为

$$\gamma_3 = \frac{2d_Q \|\mathbf{l}_b\| - |\mathbf{l}_b \mathbf{z}_b - c_b|}{\|\mathbf{l}_b\| (v_b + \Delta v_b) \sin(\Delta\theta_b)} \quad (13)$$

若航空器 b 处于回归航路中心方向的位置  $P_2$ ,即  $\Delta\theta_b(k) \Delta\theta_b(0) \leq 0$ ,此时冲突解脱过程消耗的时间  $\gamma_4$  为

$$\gamma_4 = \frac{|I_b z_b - c_b|}{\|I_b\| (v_b + \Delta v_b) \sin(\Delta \theta_b)} \quad (14)$$

$$\min J = \begin{cases} \frac{2d_Q \|I_b\| - |I_b z_b(k) - c_b|}{\|I_b\| [v_b(0) + \Delta v_b(k)] \sin[\Delta \theta_b(k)]} & \Delta \theta_b(k) \Delta \theta_b(0) > 0 \\ \frac{|I_b z_b(k) - c_b|}{\|I_b\| [v_b(0) + \Delta v_b(k)] \sin[\Delta \theta_b(k)]} & \Delta \theta_b(k) \Delta \theta_b(0) \leq 0 \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} z_a(k) = z_a(k-1) + \dot{z}_a(k)A \\ z_b(k) = z_b(k-1) + \dot{z}_b(k)A \\ |I_b z_b(k) - c_b| - W \|I_b\| < 0 \\ \|z_r(k)\| - d_{\min} > 0 \end{cases} \quad (16)$$

式中:  $v_b(0)$  为初始时刻航空器 b 的地速;  $\Delta v_b(k)$  为第  $k$  个滚动周期内航空器 b 的地速调整量;  $z_a(k)$ 、 $z_b(k)$  分别为第  $k$  个滚动周期内航空器 a、b 的位置矢量;  $z_r(k)$  为第  $k$  个滚动周期内航空器 b 相对于航空器 a 的位置矢量。

式(16)中, 前 2 个公式为航空器运动学方程约束, 第 3 个公式为航路边界约束, 第 4 个公式为航空器间隔约束。可以采用内点障碍函数法求解含有这些约束的非线性优化问题, 通过构建障碍函数把约束问题转化为无约束最优化问题, 构造的障碍函数  $G$  为

$$G = J + \kappa_1 H_1 + \kappa_2 H_2 \quad (17)$$

$$\begin{cases} H_1 = \left\{ W^2 \|I_b\|^2 - [I_b z_b(k) - c_b]^2 \right\}^{-1} \\ H_2 = [\|z_r(k)\|^2 - (d_{\min})^2]^{-1} \end{cases} \quad (18)$$

式中:  $\kappa_1$ 、 $\kappa_2$  为大于零的常数;  $H_1$ 、 $H_2$  分别为航路边界与航空器间隔约束函数。

障碍函数关于  $\Delta v_b(k)$ 、 $\Delta \theta_b(k)$  的下降梯度函数  $\nabla G$  为

$$\nabla G = \begin{cases} \frac{\partial J}{\partial \Delta v_b(k)} + \kappa_1 \frac{\partial H_1}{\partial \Delta v_b(k)} + \kappa_2 \frac{\partial H_2}{\partial \Delta v_b(k)} \\ \frac{\partial J}{\partial \Delta \theta_b(k)} + \kappa_1 \frac{\partial H_1}{\partial \Delta \theta_b(k)} + \kappa_2 \frac{\partial H_2}{\partial \Delta \theta_b(k)} \end{cases} \quad (19)$$

采用梯度下降法, 即可求解在第  $k$  个滚动周期内的混合最优解脱策略。

## 2.2 基于地面观测的风矢量辨识

在滚动优化模型中风矢量为预设的初值, 当风矢量存在误差的情况下可能导致在执行地面解脱策略时无法实现解脱。假设地面观测的采样周期为  $\Delta \tau$ , 通过采集解脱之前  $N$  个采样周期内的航空器实际状态向量, 利用极大似然估计和牛顿-拉夫逊迭代算法对风矢量进行在线辨识。

令  $t$  时刻航空器 b 的地速  $\dot{z}_{br}$  为状态向量,  $z_{br}$  为观测向量,  $Z_b(k) = (x_b(k), y_b(k))^T$  为测量向量,  $u_b(t) = (v_b(t), \varphi_b(t))^T$  为输入向量,  $w = (\omega_1, \omega_2)^T$  为待辨识

将上述目标综合后转化为离散形式, 在一个滚动周期内, 最优解脱问题函数  $J$  与约束分别为

风矢量,  $x_b(k)$ 、 $y_b(k)$  分别为第  $k$  个滚动周期内航空器 b 的横向、纵向位置,  $v_b(t)$ 、 $\varphi_b(t)$  分别为航空器 b 的真空速、航向角,  $\omega_1$ 、 $\omega_2$  分别为待辨识风矢量的横向、纵向分量。状态方程、观测方程分别为

$$\begin{cases} \dot{z}_{br} = \begin{bmatrix} v_b(t) \cos[\varphi_b(t)] + \omega_1 \\ v_b(t) \sin[\varphi_b(t)] + \omega_2 \end{bmatrix} \\ z_{br} = \int_0^t \dot{z}_{br} dt \end{cases} \quad (20)$$

将观测方程对待辨识风矢量求导, 可得灵敏度方程为

$$\frac{\partial z_{br}}{\partial w} = \begin{bmatrix} t & 0 \\ 0 & t \end{bmatrix} \quad (21)$$

极大似然估计的指标函数  $K(w)$  为<sup>[25]</sup>

$$K(w) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N [\lambda(i)]^T R^{-1} \lambda(i) + \ln(R) \quad (22)$$

$$\lambda(i) = Z_{b,i} - z_{b,i} \quad (23)$$

式中:  $R$  为航空器 b 的位置测量误差协方差矩阵;  $Z_{b,i}$ 、 $z_{b,i}$  分别为第  $i$  个采样周期内关于航空器 b 的测量向量与观测向量。

以  $R$  为变量, 函数  $K(w)$  取极小值时, 可得  $R$  为

$$R = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \lambda(i) [\lambda(i)]^T \quad (24)$$

风矢量  $w$  的极大似然估计就是寻找估计值  $\hat{w}$ , 使函数  $K(w)$  达到最小值。通常采用牛顿-拉夫逊迭代算法求解这一问题, 迭代算式与收敛条件分别为

$$w_{k+1} = w_k + \frac{\sum_{i=1}^N [\lambda(i)]^T R^{-1} \frac{\partial z_{b,i}}{\partial w}}{\sum_{i=1}^N \left( \frac{\partial z_{b,i}}{\partial w} \right)^T R^{-1} \frac{\partial z_{b,i}}{\partial w}} \quad (25)$$

$$\left| 1 - \frac{K(w_k)}{K(w_{k-1})} \right| \leq \epsilon \quad (26)$$

式中:  $w_k$ 、 $K(w_k)$  分别为第  $k$  个滚动周期内的风矢量与对应的指标函数;  $\epsilon$  为迭代收敛条件参数。

## 2.3 最优冲突解脱策略解算

得到风矢量的极大似然估计  $\hat{w} = (\hat{\omega}_1, \hat{\omega}_2)^T$  后, 设地面惯性参考坐标系下的混合最优解脱策略为  $(\Delta v_b^*(k), \Delta \theta_b^*(k))^T$ , 则第  $k$  个滚动周期内航空器 b 的航迹角  $\theta_b^*(k)$  为  $\theta_b(0) + \Delta \theta_b^*(k)$ , 地速  $v_b^*(k)$  为  $v_b(0) + \Delta v_b^*(k)$ ,  $\hat{\omega}_1$ 、 $\hat{\omega}_2$  分别为风矢量极大似然估

计的横向、纵向分量,  $\Delta\theta_b^*(k)$ 、 $\Delta v_b^*(k)$  分别为第  $k$  个滚动周期内航空器 b 的航迹角调整量、地速调整量的最优值。图 5 为航行速度三角形,  $v_3$  为风速,  $\omega$  为航向角与航迹角之差, 可得

$$\begin{cases} v_b^*(k) \cos[\theta_b^*(k)] = v_b^*(k) \cos[\varphi_b^*(k)] + \hat{w}_1 \\ v_b^*(k) \sin[\theta_b^*(k)] = v_b^*(k) \sin[\varphi_b^*(k)] + \hat{w}_2 \\ \theta_b^*(k) = \varphi_b^*(k) - \omega_b(k) \end{cases} \quad (27)$$

式中:  $v_b^*(k)$ 、 $\varphi_b^*(k)$  分别为第  $k$  个滚动周期内航空器 b 的真空速、航向角的最优值;  $\omega_b(k)$  为第  $k$  个滚动周期内航空器 b 的航向角、航迹角的最优值之差。

$$\begin{cases} v_b^*(k) = \sqrt{\{v_b^*(k) \cos[\theta_b^*(k)] - \hat{w}_1\}^2 + \{v_b^*(k) \sin[\theta_b^*(k)] - \hat{w}_2\}^2} \\ \varphi_b^*(k) = \arctan\left\{\frac{v_b^*(k) \cos[\theta_b^*(k)] - \hat{w}_1}{v_b^*(k) \sin[\theta_b^*(k)] - \hat{w}_2}\right\} \end{cases} \quad (28)$$

这样地面惯性参考坐标系下的最优混合解脱策略  $(\Delta v_b^*(k), \Delta\theta_b^*(k))^T$  转换为航空器的操纵输入  $(v_b^*(k), \varphi_b^*(k))^T$ 。

### 3 案例研究

为了验证所提方法的有效性, 对比仿真了 3 种情况: 无扰动下的静态解脱策略、某一航空器地速变化条件下的滚动时域优化策略以及风矢量变化条件下的滚动时域优化策略。

2 架航空器在惯性坐标系内的初始位置关系见图 6。假设某管制区内有航空器 a 和航空器 b 两架航空器, 它们在同一飞行高度飞行, 高度为 6 km, 航空器 a 的初始位置为 (0, 18 km), 航向角为  $45^\circ$ , 地速为  $720 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ ; 航空器 b 的初始位置为 (24 km, 0), 航向角为  $90^\circ$ , 地速为  $690 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ , 由图 6 可以看出 2 架航空器是在逐渐接近的。

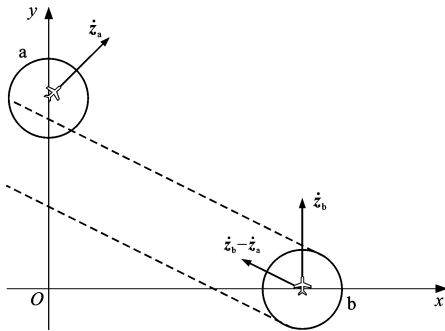


图 6 两架航空器在惯性坐标系内的初始位置关系

Fig. 6 Initial position relation of two aircrafts in inertial coordinate system

根据民航空中交通管理规则, 设最小安全间隔设为 10 km, 航路宽度为 16 km, 其中心线两侧宽度

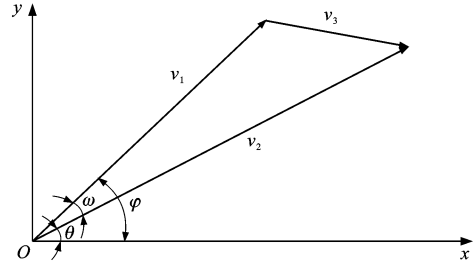


图 5 航行速度三角形

Fig. 5 Flight velocity triangle

由此得到第  $k$  个滚动周期内航空器 b 的真空速和航向角分别为

各为 8 km。此外, 航空器允许加速度范围为  $-0.6 \sim 0.6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$ , 允许调速范围为  $-80 \sim 80 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ , 偏航解脱时的允许偏航角范围为  $-30^\circ \sim 30^\circ$ 。

#### 3.1 静态飞行冲突解脱策略验证

假设风矢量和航空器 a 的地速均不发生变化, 当前航空器 b 与航空器 a 之间的距离为 30 km, 有

$$\begin{cases} \beta = |45^\circ - \arctan(-18/24)| = 81.87^\circ \\ \alpha = \arctan\left\{690 \sin(45^\circ) / [690 \cos(45^\circ) - 720]\right\} = 64.46^\circ \\ \delta = \arcsin(10/30) = 19.47^\circ \end{cases} \quad (29)$$

可知  $|\alpha - \beta| < \delta$ , 说明存在潜在冲突风险。

首先通过调整航空器航向角进行冲突解脱, 采用内点障碍函数法可以得到当  $\Delta\varphi_b$  为  $14.6^\circ$ 、 $d_Q$  为 4.68 km 时, 最短解脱时间  $\gamma_1$  为 195 s。其次通过调整航空器地速进行冲突解脱, 可以得到当  $\Delta v_b$  为  $-80 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ 、 $\sigma_R$  为 49.464 km 时, 最短解脱时间  $\gamma_2$  为 285 s。图 7、8 分别为解脱过程中 2 架航空器

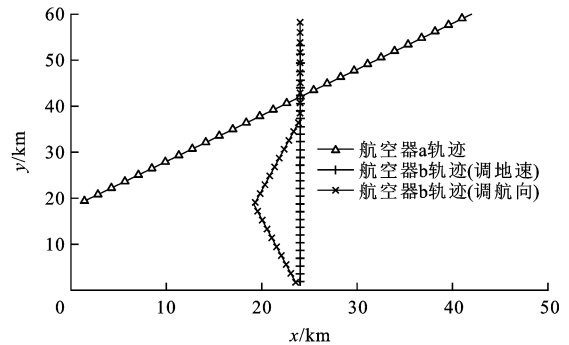


图 7 解脱过程中 2 架航空器的轨迹曲线

Fig. 7 Trajectory curves of two aircrafts in resolution process

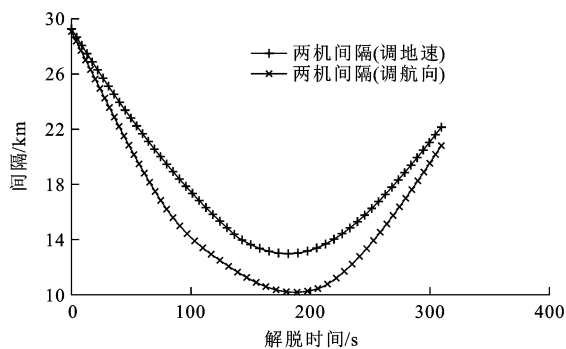


图 8 静态单一解脱策略下 2 架航空器之间间隔的变化曲线

Fig. 8 Variation curves of interval between two aircrafts

under static single resolution strategy

的轨迹曲线和 2 架航空器之间间隔的变化曲线。可以看出:相对于调地速,通过调航向能够更快地对冲突情况进行有效解脱。

### 3.2 动态飞行冲突解脱策略验证

仍然假设风矢量保持不变,在第 30 s 时,航空器 a 的地速开始发生变化,分别假设以  $-0.6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$  的加速度减速至  $640 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$  和以  $0.6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$  的加速度加速至  $800 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ 。仍采用静态解脱策略时 2 架航空器之间间隔的变化曲线见图 9。可以看出:当航空器 a 减速时,若航空器 b 仍采取静态解脱策略,2 架航空器之间间隔无法满足最小间隔要求。

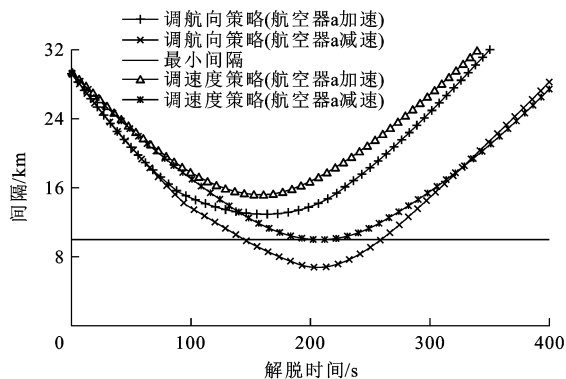


图 9 航空器 a 地速变化时静态解脱策略下

2 架航空器之间间隔的变化曲线

Fig. 9 Variation curves of interval between two aircrafts under static resolution strategy with changing ground speed of aircraft a

假设采用基于滚动时域优化的动态解脱策略,假设滚动周期  $A$  为 5 s,取  $\kappa_1 = \kappa_2 = 10^{-5}$ 。图 10、11 分别为采用动态解脱策略时航空器 b 的轨迹曲线和 2 架航空器之间间隔的变化曲线。可以看出:当航空器 a 地速无变化时,需要 215 s 可解脱冲突;当航空器 a 以  $-0.6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$  的加速度减速至  $640 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$  时,解脱时间增加为 240 s;而当航空器 a 以  $0.6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$  的加速度加速至  $800 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$  时,解脱时间降低

为 150 s。

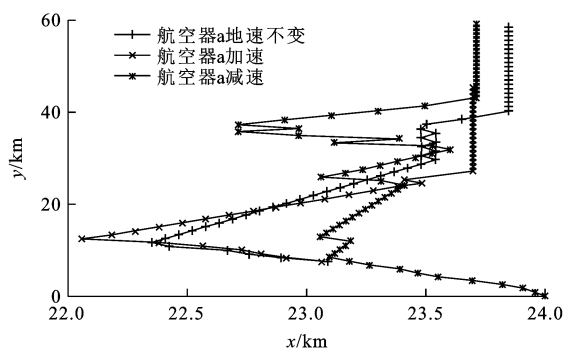


图 10 解脱过程中航空器 b 的轨迹曲线

Fig. 10 Trajectory curves of aircraft b in resolution process

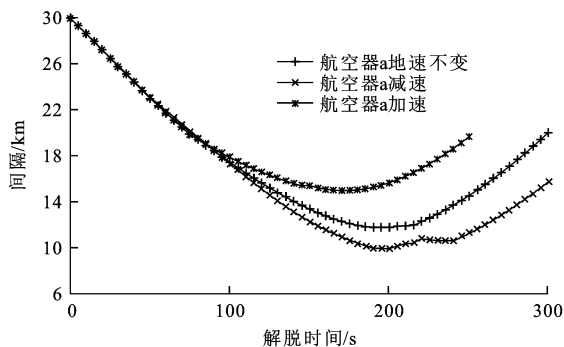


图 11 滚动时域优化策略下 2 架航空器之间间隔的变化曲线

Fig. 11 Variation curves of interval between two aircrafts

under receding horizon optimization strategy

与静态飞行冲突解脱策略相比,当航空器 a 地速发生变化时,通过调整航空器 b 的航向角和地速能够及时应对变化,反映了动态滚动时域优化策略较静态策略具有较好的动态适应性。

### 3.3 风矢量辨识与冲突解脱验证

进一步假设坐标原点处风矢量的估计  $\hat{w}$  为  $(28.53, 32.61)^T$ ,利用随机风场模型<sup>[26-27]</sup>给参数取值。针对分量  $w_1$ ,取其协方差函数的常系数为 0.07,指数系数为 231 km;针对分量  $w_2$ ,取其协方差函数的常系数为 -0.02,指数系数为 241 km,标准差为  $3.9 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。图 12 为横向、纵向长度不超过 60 km 水平范围内的随机风场。

将风场数据加载至航空器运动学模型中,并对解脱过程中 2 架航空器的轨迹进行仿真。取航空器状态采样周期  $\Delta\tau$  为 1 s,并记录航空器 b 的操纵输入样本和地面轨迹观测样本,每次计算最优滚动策略时样本数量取为 20。采用牛顿-拉夫逊迭代算法,取  $\epsilon = 0.001$ ,在线求解得到随机风场风分量与实际风场风分量的差值即误差见图 13,其中  $w_1$  的平均绝对误差为  $0.049 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ ,相对误差为 0.173%, $w_2$  的平均绝对误差为  $-0.067 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ ,

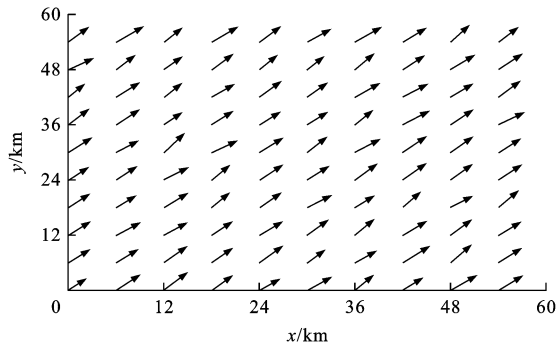


图12 随机风场

Fig. 12 Random wind field

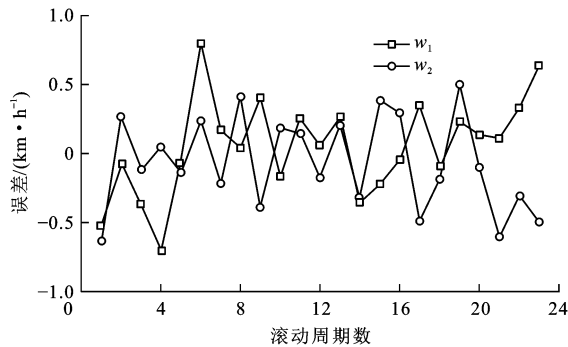


图13 随机风场风分量与实际风场分量的差值

Fig. 13 Differences between wind components of random wind field and actual wind field

相对误差为 $-0.205\%$ 。

为对比风矢量辨识前后对滚动时域优化模型的影响,首先不对风矢量进行辨识,将滚动时域优化解脱策略给出的地速和航迹角直接作为航空器b的输入,然后利用式(28)求解真空速和航向角并将它们作为航空器b的输入。图14、15分别为风矢量辨识前后解脱过程中2架航空器的轨迹曲线和2架航空器之间间隔的变化曲线。

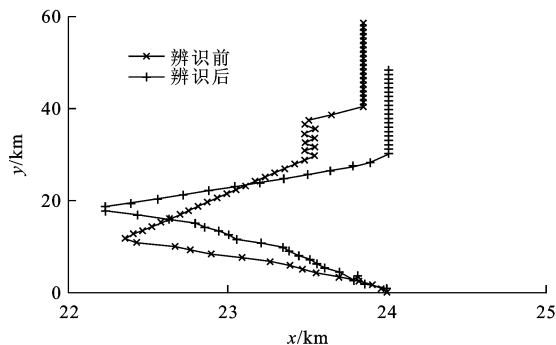


图14 风矢量辨识前后航空器b的轨迹曲线

Fig. 14 Trajectory curves of aircraft b before and after wind vector identification

可以看出,在风矢量辨识前需要经过215 s可解脱冲突,当对风矢量进行辨识后解脱时间减少为

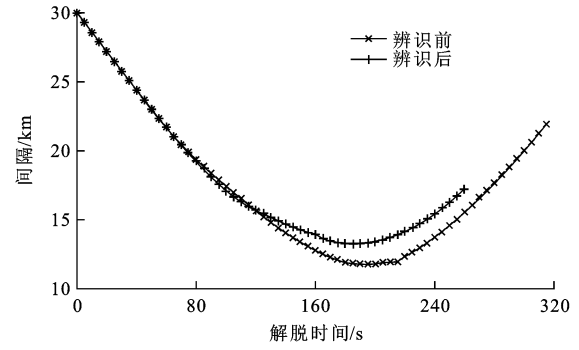


图15 风矢量辨识前后2架航空器之间间隔的变化曲线

Fig. 15 Variation curves of interval between two aircrafts before and after wind vector identification

160 s,总解脱时间较直接将地速作为航空器b的输入时的解脱时间大大缩短。当风矢量发生变化时,通过在线风矢量辨识,使得航空器b的航向角和真空速能够及时应对变化,反映了基于风矢量辨识的动态最优解脱策略具有较好的动态适应性。

## 4 结 语

(1)基于固定航路的2架航空器的冲突解脱问题,在调航向角和调地速的单一最优解脱策略的基础上,考虑到航空器飞行过程中的一些不确定因素,给出了一种基于滚动时域优化的动态混合最优解脱策略,特别针对当风矢量预测存在误差时出现模型失配而导致无法解脱的问题,采用牛顿-拉夫逊迭代算法对风矢量进行在线辨识。

(2)通过对无扰动下的静态优化、某一航空器地速变化条件下的滚动时域优化以及风矢量不为零但未知条件下的滚动时域优化的解脱策略的对比发现,基于风矢量辨识的滚动时域优化方法能够应对在实际飞行冲突过程中可能出现的风矢量、航空器地速突然变化的情况,使得动态混合最优解脱策略能够及时应对变化,具有较好的动态适应性。

(3)未来的研究将侧重在基于滚动时域优化的三维空间中的多机飞行冲突解脱方法。

## 参考文献:

## References:

- [1] ERZBERGER H. Automated conflict resolution for air traffic control[C]//ICAS. 25th International Congress of the Aeronautical Sciences. Bonn: ICAS, 2006: 1-27.
- [2] PAPPAS G J, TOMLIN C, SASTRY S. Conflict resolution for multi-agent hybrid systems[C]//IEEE. Proceedings of the 35th IEEE Conference on Decision and Control. New York: IEEE, 1996: 1184-1189.
- [3] TOMLIN C, PAPPAS G J, SASTRY S. Conflict resolution



- for air traffic management: a study in multiagent hybrid systems [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1998, 43(4): 509-521.
- [4] MENON P K, SWERIDUK G D, SRIDHAR B. Optimal strategies for free-flight air traffic conflict resolution [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1999, 22(2): 202-211.
- [5] 靳学梅, 韩松臣, 孙樊荣. 自由飞行中冲突解脱的线性规划法[J]. *交通运输工程学报*, 2003, 3(2): 75-79.  
JIN Xue-mei, HAN Song-chen, SUN Fan-rong. Conflict resolution in free flight with linear programming[J]. *Journal of Traffic and Transportation Engineering*, 2003, 3(2): 75-79. (in Chinese)
- [6] 程丽媛, 韩松臣, 刘 星. 采用内点约束的最优冲突解脱方法[J]. *交通运输工程学报*, 2005, 5(2): 80-84.  
CHENG Li-yuan, HAN Song-chen, LIU Xing. Optimal conflict resolution method based on inner-point restriction[J]. *Journal of Traffic and Transportation Engineering*, 2005, 5(2): 80-84. (in Chinese)
- [7] VALENZUELA A, RIVAS D. Conflict resolution in converging air traffic using trajectory patterns[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(4): 1172-1189.
- [8] 韩云祥, 汤新民, 韩松臣. 固定航路最优飞行冲突解脱模型[J]. *交通运输工程学报*, 2012, 12(1): 115-120.  
HAN Yun-xiang, TANG Xin-min, HAN Song-chen. Conflict resolution model of optimal flight for fixation airway[J]. *Journal of Traffic and Transportation Engineering*, 2012, 12(1): 115-120. (in Chinese)
- [9] HU Jiang-hai, LYGEROS J, PRANDINI M, et al. Aircraft conflict prediction and resolution using Brownian motion[C]//IEEE. *Proceedings of the 38th IEEE Conference on Decision and Control*. New York: IEEE, 1999: 2438-2443.
- [10] GESER A, MUÑOZ C. A geometric approach to strategic conflict detection and resolution[C]//IEEE. *Proceedings of the 21st Digital Avionics Systems Conference (DASC 2002)*. New York: IEEE, 2002: 1-11.
- [11] CLEMENTS J C. The optimal control of collision avoidance trajectories in air traffic management [J]. *Transportation Research Part B: Methodological*, 1999, 33(4): 265-280.
- [12] 何晓菊, 廖志武. 基于动态调速的定航线飞行冲突探测与解脱[J]. *计算机应用*, 2010, 30(2): 540-542, 559.  
HE Xiao-ju, LIAO Zhi-wu. Airline flying conflict survey and extrication based on dynamic velocity modulation[J]. *Journal of Computer Applications*, 2010, 30(2): 540-542, 559. (in Chinese)
- [13] PALLOTTINO L, FERON E M, BICCHI A. Conflict resolution problems for air traffic management systems solved with mixed integer programming [J]. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 2002, 3(1): 3-11.
- [14] ALONSO-AYUSO A, ESCUDERO L F, MARTÍN-CAMPO F J. A mixed 0-1 nonlinear approach for the collision avoidance in ATM: velocity changes through a time horizon[J]. *Computer and Operations Research*, 2012, 39(12): 3136-3146.
- [15] TOMLIN C, PAPPAS G, LYGEROS J, et al. Hybrid control models of next generation air traffic management[J]. *Lecture Notes in Computer Science*, 1997, 1273: 378-404.
- [16] SASTRY S, MEYER G, TOMLIN C, et al. Hybrid control in air traffic management systems[C]//IEEE. *Proceedings of the 34th IEEE Conference on Decision and Control*. New York: IEEE, 1995: 1478-1483.
- [17] BILIMORIA K D, SRIDHAR B, CHATTERJI G B. Effects of conflict resolution maneuvers and traffic density of free flight[C]//AIAA. 1996 AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Reston: AIAA, 1996: 1-11.
- [18] VELA A E, SOLAK S, CLARKE J B, et al. Near real-time fuel-optimal en route conflict resolution[J]. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 2010, 11(4): 826-837.
- [19] BOUSSON K. Model predictive control approach to global air collision avoidance[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, 2008, 80(6): 605-612.
- [20] ROUSSOS G P, CHALOULOS G, KYRIAKOPOULOS K J, et al. Control of multiple non-holonomic air vehicles under wind uncertainty using model predictive control and decentralized navigation functions[C]//IEEE. *Proceedings of the 47th IEEE Conference on Decision and Control*. New York: IEEE, 2008: 1225-1230.
- [21] CHALOULOS G, HOAYEM P, LYGEROS J. Distributed hierarchical MPC for conflict resolution in air traffic control[C]//AACC. 2010 America Control Conference. Baltimore: AACC, 2010: 3945-3950.
- [22] MONDOLONI S. A multiple-scale model of wind-prediction uncertainty and application to trajectory prediction [C] // AIAA. 6th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO). Reston: AIAA, 2006: 1-14.
- [23] CHALOULOS G, LYGEROS J. Effect of wind correlation on aircraft conflict probability [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(6): 1742-1752.
- [24] DELAHAYE D, PUECHMOREL S. Aircraft local wind estimation from radar tracker data[C]//IEEE. *ICARCV 2008 10th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision*. New York: IEEE, 2008: 1033-1038.
- [25] 徐 琴, 汤新民, 韩松臣, 等. 基于参数辨识的短期 4D 航迹预测[J]. *信息与控制*, 2014, 43(4): 501-505.  
XU Qin, TANG Xin-min, HAN Song-chen, et al. Short-term 4D trajectory prediction based on parameter identification[J]. *Information and Control*, 2014, 43(4): 501-505. (in Chinese)
- [26] LYMPEROPOULOS I, LYGEROS J. Sequential Monte Carlo method for multi-aircraft trajectory prediction in air traffic management[J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2010, 24(10): 830-849.
- [27] COLE R E, RICHARD C, KIM S, et al. An assessment of the 60 km rapid update cycle (RUC) with near real-time aircraft reports[R]. Cambridge: Lincoln Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, 1998.