

· 自动化技术 ·

面向4D航迹运行的飞行冲突混杂系统理论监控方法

汤新民, 韩云祥, 韩松臣

(南京航空航天大学民航学院 南京 210016)

【摘要】为实现未来大流量、高密度、小间隔条件下的空中交通管理,提出了一种避免飞行冲突的混杂控制系统结构。首先依据不同飞行状态下的航空器运动学方程建立被控对象模型,依据空中交通管制规则确定了禁止空中交通系统轨迹穿越的冲突超曲面,并通过设计监控器辨识潜在的冲突事件。然后基于管制员可采用的调配手段设计飞行冲突离散控制器,根据离散冲突事件向量确定可行的离散解脱策略,并在允许解脱时间段内且系统超曲面函数值的差分为负的前提下计算连续操纵输入量。案例研究表明,混杂系统理论模型能对潜在冲突进行实时探测和解脱,保证空中交通系统处于可达集的安全子集中。

关键词 空中交通系统; 冲突超曲面函数; 飞行冲突监控; 混杂系统理论

中图分类号 TP277; V355

文献标识码 A

doi:10.3969/j.issn.1001-0548.2012.05.015

4D Trajectory Based Operation Flight Conflict Supervisory Control Based on Hybrid System Theory

TANG Xin-min, HAN Yun-xiang, and HAN Song-chen

(Civil Aviation College of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Nanjing 210016)

Abstract To resolve the problem of future air traffic management under great traffic flow, high density, and small separation condition, a hybrid control system structure for flight conflict supervisory control is proposed. Firstly, a set of kinematic equations for the aircraft are proposed according to different flight stages. The confliction hyper-surfaces are defined based on air traffic control rules to forbidden the trajectory of the system composed by multiple aircrafts to cross it, and the crossing events can be recognized by a designed supervisor. In addition, the flight confliction discrete controller is designed according to resolutions available for air traffic controller to decide which control input should be applied. The continuous control input vector is derived under the condition that the difference value of confliction hyper-surfaces keeps negative in a resolution period, which keeps the air traffic system in the safe space. Case study proves that the method based on hybrid system theory can detect potential conflictions and resolve them in advance.

Key words air traffic system; confliction hyper-surface; flight confliction supervisory; hybrid system theory

随着全球航空运输业快速发展与空域资源有限的矛盾日益突出,欧洲和美国分别计划并实施其下一代空中交通管理系统,即美国的NGATS^[1]和欧洲共同体的SESAR^[2],其核心技术是采用面向4D航迹的空域运行。4D航迹是以空间和时间形式,对某一航空器航迹用空间位置(经度、纬度和高度)和时间加以精确描述,基于航迹的运行是指在4D航迹的航路点上使用“控制到达时间”。基于4D航迹的运行可以显著地减少航空器航迹的不确定性,提高空域和机场资源的安全性及利用率。虽然这一运行方式在飞行前已为每架航空器配备了无冲突4D航迹,但随着空中交通流量的增加,飞行气象条件的改变以及

一些紧急情况的出现,仍然可能出现新的冲突,因此需要对空域中的飞行冲突实施自动监控,从战术方面避免冲突。相关研究主要包含冲突探测与冲突解脱两方面。对飞行冲突探测的研究可以分为确定型算法^[3-4]和概率型算法^[5-6]。冲突解脱技术研究可分为离散解脱方法^[7-9]、连续解脱方法^[10]和基于混杂模型的解脱方法^[11-12]。本文提出了一种飞行冲突监控的混杂控制系统结构。

1 混杂控制系统结构

空中交通管制终端处理飞行计划并接收来自空管雷达或机载GPS的航空器实时位置信息,实现空

收稿日期: 2011-03-29; 修回日期: 2011-06-28

基金项目: 国家自然科学基金(61174180); 江苏省自然科学基金(BK2010502)

作者简介: 汤新民(1979-),男,博士,副教授,主要从事新一代空管自动化系统、先进场面引导与控制系统方面的研究。

中交通状况的综合显示并探测潜在的交通冲突,根据管制规定计算相应的解脱策略,通过地空语音或数据通信模块传递解脱操纵指令,由机载飞行管理系统FMS或飞行员执行。

空中交通系统是一类典型的人造系统,其宏观层面具有离散性,而微观层面具有连续性,单纯离散或连续的控制综合方法难以适用。本文引入一种如图1所示的混杂系统控制结构:1)空中交通系统动态模型,设单架航空器位置为 $\mathbf{q}(\tau) \in \mathbb{R}^3$,由 n 架航空器构成的空中交通系统可描述为 $\mathbf{x}(\tau) = [\mathbf{q}_1(\tau), \mathbf{q}_2(\tau), \dots, \mathbf{q}_n(\tau)]^T \in X$;2)飞行冲突事件观测器,依据空管规则将采集的航空器连续位置信息,映射为系统的离散冲突事件向量 \mathbf{s} ;3)飞行冲突离散控制器,根据离散冲突事件向量 \mathbf{s} 计算离散解脱策略 \mathbf{d} ;4)飞行操纵指令生成器,将离散解脱策略转化为对航空器的连续操纵指令 $\mathbf{u}(\tau)$,用于调整航空器的运行状态,使之能满足空中交通管制规则的要求。

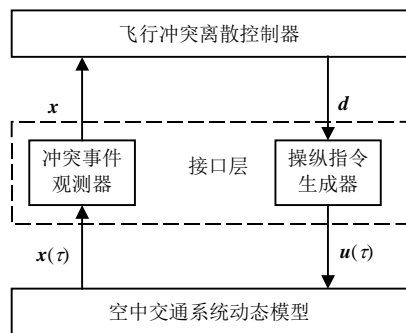


图1 基于混杂系统理论的冲突监控框架

因此,飞行冲突监控问题可描述为:给定 n 架航空器的当前位置 $\mathbf{x}(\tau) \in X$,以及空管规则所确定的冲突超曲面函数集 H ,计算在任意时刻 τ 航空器应采取的操纵输入量 $\mathbf{u}(\tau)$,保证空中交通系统处于安全的状态空间内。为此本文需要建立空中交通系统动态模型 $\dot{\mathbf{x}}(t) = F(\mathbf{x}(\tau), \mathbf{u}(\tau))$;并根据空管规则设计飞行冲突事件观测器 $\xi: X \mapsto S$,用于辨识空中交通系统中因航空器位置连续变化而产生的冲突事件 $\mathbf{s} \in S$;设计飞行冲突离散控制器 $\kappa: S \mapsto D$,根据离散冲突事件向量 \mathbf{s} 确定可行的离散解脱策略 $\mathbf{d} \in D$;设计航空器操纵指令生成器 $\mu: D \mapsto U$,将控制器确定的离散解脱策略转换为对航空器的连续操纵输入量 $\mathbf{u}(\tau) \in U$,改变航空器运行状态以避免冲突。

2 空中交通系统模型

2.1 航空器运动学模型

航空器通过如图2所示的飞行状态之间切换,以

避免与其他航空器以及障碍物的冲突。

1) 升降模型,设航空器爬升梯度为 γ (若 $\gamma < 0$,表示下降),爬升时的水平地速为 v ,航向与 X 坐标轴的夹角为 α ,则动态方程为:

$$\mathbf{q}(\tau + \Delta\tau) = \mathbf{q}(\tau) + \begin{pmatrix} v \cdot \cos\alpha \cdot \Delta\tau \\ v \cdot \sin\alpha \cdot \Delta\tau \\ v \cdot \gamma \cdot \Delta\tau \end{pmatrix}$$

2) 增减速模型,假设航空器初始速度为 v ,加速度为 a ,则动态方程为:

$$\mathbf{q}(\tau + \Delta\tau) = \mathbf{q}(\tau) + \begin{pmatrix} (v + a \cdot \Delta\tau/2) \cdot \cos\alpha \cdot \Delta\tau \\ (v + a \cdot \Delta\tau/2) \cdot \sin\alpha \cdot \Delta\tau \\ 0 \end{pmatrix}$$

3) 偏航模型,假设航空器从原航路偏离角度为 $\Delta\alpha$,但速度保持不变,则动态方程为:

$$\mathbf{q}(\tau + \Delta\tau) = \mathbf{q}(\tau) + \begin{pmatrix} v \cdot \cos(\alpha + \Delta\alpha) \cdot \Delta\tau \\ v \cdot \sin(\alpha + \Delta\alpha) \cdot \Delta\tau \\ 0 \end{pmatrix}$$

4) 等待模型,为简化计算将等待程序等效为圆形航迹,假设选取的等效转弯率为 ρ ,转弯半径为 r ,则动态方程为:

$$\mathbf{q}(\tau + \Delta\tau) = \mathbf{q}(\tau) + \begin{pmatrix} r \cdot (\cos(\alpha + \rho \cdot \Delta\tau) - \cos(\rho \cdot \Delta\tau)) \\ r \cdot (\sin(\alpha + \rho \cdot \Delta\tau) - \sin(\rho \cdot \Delta\tau)) \\ 0 \end{pmatrix}$$

上述运动方程中,可将爬升梯度 γ 、加速度 a 、偏航角 $\Delta\alpha$ 、等效转弯率 ρ 作为输入变量,用向量表示为 $\mathbf{u}(\tau) = [a, \Delta\alpha, \rho, \gamma]^T$,地面管制终端通过计算操纵输入量实现飞行冲突解脱。综合起来,单航空器运动学方程可采用微分方程描述为 $\dot{\mathbf{q}}(t) = f(\mathbf{q}(t), \mathbf{u}(t))$,而由 n 架航空器构成的交通系统动态模型可描述为:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = F(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) = [f_1(\mathbf{q}_1(t), \mathbf{u}_1(t)), \dots, f_n(\mathbf{q}_n(t), \mathbf{u}_n(t))]^T$$

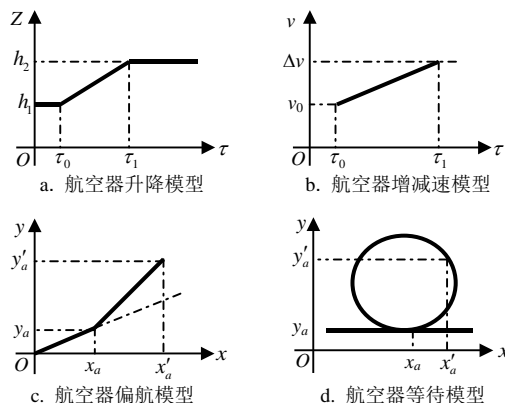


图2 几种解脱飞行冲突的方法

2.2 空中交通系统混杂模型

航空器沿预定航迹飞行的过程表现为在航段之间动态转移和在航段内物理位置连续变化的过程, 因此由多航空器构成的空中交通系统是一类宏观上具有离散性而微观上具有连续性的混杂系统。而带连续变量的混杂Petri网分别采用Petri网和微分方程组来描述离散部分和连续部分, 可应用于该问题的建模。

定义 1 定义带连续变量的混杂Petri网 $HPN = (P, T, \text{Pre}, \text{Post}, m, q, s, u)$ 为航空器运行动态模型, 其中 T 表示重要的航路点, 包括飞行状态转换点、航路冲突点等的集合; P 表示两个航路点之间的飞行航段的集合; **Pre** 和 **Post** 分别表示航段和航路点的前后向连接关系; $m: P \mapsto Z$ 表示航空器当前所处的飞行航段; $q \in R^3$ 为航空器在飞行航段中所处的物理位置; $s: P \mapsto S$ 为在航段内发生飞行冲突的类型, 由飞行冲突事件观测器观测得到; $u: T \mapsto U$ 为航空器执行的连续操纵输入量, 由操纵指令生成器生成。

图3所示分别为混杂Petri网描述的基本交通系统模型。变迁 t_1^a 和 t_1^b 表示同一航路点, 加以区分是由于航空器 a 与 b 经过该点时动态行为不同。

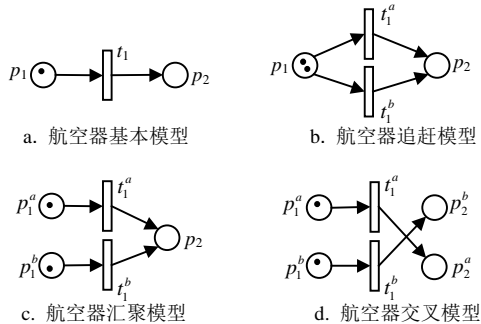


图3 几种典型飞行状态的混杂Petri网模型

变迁 t 的使能条件仍保持不变: $\forall p \in \bullet t$, 若 $m(p) > 0$, 则变迁 t 使能并开始激发, 通过航空器运动学方程, 可确定航空器在库所 p 对应飞行航段内 Γ 时刻的位置, 描述为:

$$q(\Gamma) = q(\tau_0) + \int_{\tau_0}^{\Gamma} f(q(\tau), u(\tau)) d\tau$$

变迁 t 的累积激发时间 $\Delta\tau$ 取决于航空器当前位置 $q(\tau)$ 及变迁 t 对应的航路点的位置 $q(t)$, 若 $q(\tau) = q(t)$, 则变迁 t 激发完毕, 记激发计数向量为 $\sigma(t)$, 航空器将进入下一阶段。航空器的分布状态变化可描述为离散状态转移方程:

$$m(p) = m_0(p) + (\text{Post} - \text{Pre}) \cdot \sigma(t)$$

3 飞行冲突事件观测器的构造

3.1 空中交通管制规范建模

依据空管规则, 对每类可能出现的冲突及状态违反进行建模, 包括:

1) 航空器脱离规定的航迹, 记为 I_1 。假设航空器预定的飞行航迹, 即航空器位置坐标 y 随坐标 x 变化的关系, 用直线 $\pi: L(x, y) = 0$ 表示, 允许的航路偏差为 Δd , 则:

$$h_1^1(q) = \frac{L(x, y)}{\sqrt{1 + L'(x, y)^2}} - \Delta d < 0$$

2) 航空器脱离了规定的飞行高度层, 记为 I_2 。假设指示航空器飞行的高度层为 h , 允许的高度偏差为 Δh , 则:

$$h_1^2(q) = |z - h| - \Delta h < 0$$

3) 航空器进入特殊空域, 包括危险空域、限制空域或禁止空域, 记为 I_3 。假设该类空域的边界 $\Omega: B(x, y, z) = 0$, 3个坐标方向上安全间距分别为 Δx 、 Δy 和 Δz , 则:

$$h_1^3(q) = -B(x - \Delta x, y - \Delta y, z - \Delta z) < 0$$

4) 过航路点时间限制, 记为 I_4 。航空器预计到达规定航迹点 (x_o, y_o, z_o) 的时间必须晚于(或早于)某一时间阈值 Δt , 则:

$$h_1^4(q) = \Delta t - \frac{\sqrt{(x - x_o)^2 + (y - y_o)^2}}{v} < (>) 0$$

5) 当航空器存在追赶、汇聚以及交叉的趋势时, 需要监控两航空器的间隔是否满足标准 d_{\min} 。设 $i = 1, 2, 3$ 分别表示追赶、汇聚以及交叉3种冲突, 分别记为 Π_1 、 Π_2 和 Π_3 。则:

$$h_{\Pi}^i(q_a, q_b) = d_{\min} - \sqrt{(x_a - x_b)^2 + (y_a - y_b)^2} < 0$$

为方便起见, 统一将该类不等式约束左边部分表述为一组连续的冲突超曲面函数。

定义 2 冲突超曲面: 称空管规则约束中仅与单一航空器位置相关的连续函数 $h_i: R^3 \mapsto R$ 为第I型冲突超曲面, 而称与两架航空器位置相关的连续函数 $h_{\Pi}: R^3 \times R^3 \mapsto R$ 为第II型冲突超曲面。

上述几类约束的违反都可以视为多架航空器穿越冲突超曲面而产生的事件, 其触发的时刻和类型可通过飞行冲突事件观测器的观测获得。

3.2 冲突事件观测器的构造

冲突观测器 $\xi: X \mapsto S$ 用于观测空中交通系统中航空器位置的连续变化而产生的冲突事件, 根据被观测航空器的数量, 分为两类观测器。

定义 3 第I型冲突事件观测器。定义如下的

映射为第I型冲突事件观测器, 记为 ξ_1 :

$$\xi_1(\mathbf{q}(\tau)) = I_i \Rightarrow \begin{cases} h_1^i(\mathbf{q}(\tau)) < 0 \\ \exists \varepsilon \in (0, \Delta\Gamma), h_1^i(\mathbf{q}(\tau + \varepsilon)) \geq 0 \end{cases}$$

式中, $h_1^i(\cdot)$ 表示第 i 类冲突对应的第I型超曲面, $i=1,2,3,4$; $\Delta\Gamma$ 为飞行冲突预警时间; $\xi_1(\mathbf{q}(\tau)) = I_i$ 表示当航空器的轨迹在采样时刻 τ 即将穿过超曲面 $h_1^i(\cdot)$ 时观测器的取值。

对于航空器脱离规定的航迹、脱离规定的飞行高度层、进入特殊空域、过航路点时间限制这类约束, 可通过第I型冲突事件观测器辨识该类约束违反时产生的冲突事件。

定义 4 第II型冲突事件观测器。定义如下的映射为第II型冲突事件观测器, 记为 ξ_{II} :

$$\xi_{II}(\mathbf{q}_a(\tau), \mathbf{q}_b(\tau)) = II_i \Rightarrow \begin{cases} h_{II}^i(\mathbf{q}_a(\tau), \mathbf{q}_b(\tau)) < 0 \\ \exists \varepsilon_1, \varepsilon_2 \in (0, \Delta\Gamma), h_{II}^i(\mathbf{q}_a(\tau + \varepsilon_1), \mathbf{q}_b(\tau + \varepsilon_2)) \geq 0 \end{cases}$$

式中, $h_{II}^i(\cdot)$ 表示第 i 类冲突对应的第II型超曲面, $i=1,2,3$; $\Delta\Gamma$ 为飞行冲突预警时间; $\xi_{II}(\mathbf{q}_a(\tau), \mathbf{q}_b(\tau)) = II_i$ 表示当两航空器的轨迹在采样时刻 τ 即将穿过超曲面 $h_{II}^i(\cdot)$ 时冲突观测器的取值。

对于追赶、汇聚、交叉模型中两航空器间距小于间隔标准 d_{\min} 的约束, 可通过第II型冲突事件观测器辨识该类约束违反时产生的冲突事件。

4 飞行冲突离散控制器的设计

飞行冲突离散控制器可根据观测器产生的离散冲突事件向量计算离散的飞行冲突解脱策略。

定义 5 飞行冲突离散控制器。定义 $\kappa: S \mapsto D$ 为航空器运行状态模型的一个状态反馈离散控制器, 其中, S 是可能出现的飞行冲突事件的集合; D 是管制员可采用的所有调配手段的集合。

根据空管规则中不同的冲突类型及相应的冲突解脱方法, 建立表1所示的冲突离散控制器模型。

表1 基于观测值的冲突离散控制器

观测器	观测值 s	冲突解脱策略 d			
		a	$\Delta\alpha$	ρ	γ
ξ_1	I_1	0	1	0	0
	I_2	0	0	0	1
	I_3	0	1	0	0
	I_4	1	0	1	0
ξ_{II}	II_1	1	1	1	1
	II_2	1	0	1	1
	II_3	1	0	1	1

引入飞行冲突离散控制器后, 航空器操纵输入

向量 $\mathbf{u}(\tau)$ 中冲突解脱策略向量 $\mathbf{d}(\tau)$ 为零的元素对应的输入分量将被抑制, 而其他非零元素对应分量保持不变, 即:

$$\mathbf{u}_{\text{imp}}(\tau) = \mathbf{u}(\tau) \otimes \mathbf{d}(\tau)$$

式中, “ \otimes ” 为逻辑与运算; $\mathbf{u}_{\text{imp}}(\tau)$ 为实际作用在航空器上的输入向量。此时航空器运行动态模型中描述航空器位置变化的微分方程修正为:

$$\mathbf{q}(\Gamma) = \mathbf{q}(\tau_0) + \int_{\tau_0}^{\Gamma} \mathbf{f}(\mathbf{q}(\tau), \mathbf{u}_{\text{imp}}(\tau)) \mathbf{d}\tau$$

加入飞行冲突离散控制器可以保证空中交通系统即将穿越冲突超曲面前给出有效的控制手段, 但冲突航空器应采取的操纵输入量的大小是连续的, 需要进一步计算得到。

5 飞行操纵指令生成器的设计

飞行操纵指令生成器 $\mu: D \mapsto U$ 将离散冲突解脱策略转化为对航空器的连续输入量 $\mathbf{u}(\tau)$, 其中各分量的取值应当满足以下两个原则:

1) 航空器满足空管间隔的要求。由于超曲面构成空中交通系统安全目标区域的边界, 因此要求超曲面函数值在允许的解脱时间 Γ 内的差分为负, 即:

$$\begin{cases} h_1^i(\mathbf{q}(\tau + \Gamma)) < h_1^i(\mathbf{q}(\tau)) & i=1,2,3 \\ h_{II}^i(\mathbf{q}_1(\tau + \Gamma), \mathbf{q}_2(\tau + \Gamma)) < h_{II}^i(\mathbf{q}_1(\tau), \mathbf{q}_2(\tau)) \\ & i=1,2,3,4 \end{cases}$$

2) 航空器操纵应满足性能要求: $|a| \leq a_{\max}$ 、 $|\Delta\alpha| \leq \Delta\alpha_{\max}$ 、 $|\gamma| \leq \gamma_{\max}$ 、 $|\rho| \leq \rho_{\max}$ 。

不妨设在 τ 时刻航空器执行的操纵输入指令为如下的线性组合:

$$\mathbf{u}(\tau) = \mathbf{B}(\tau) \cdot [\mathbf{u}_{\max}(\tau) \otimes \mathbf{d}(\tau)]$$

式中, $\mathbf{B}(\tau) = \text{diag}(\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4)$ 为加权系数对角矩阵; $\mathbf{u}_{\max} = [a_{\max}, \Delta\alpha_{\max}, \rho_{\max}, \gamma_{\max}]^T$ 为最大操纵输入向量。求解在 τ 时刻的飞行操纵输入向量 $\mathbf{u}(\tau)$ 时, 在满足超曲面函数值差分为负的前提下, 可采用如下的轮换算法。

当存在 a 满足 $|a| \leq a_{\max}$ 时可单独采用速度调配, 此时 $\beta_1 = a/a_{\max}$; 当存在 $\Delta\alpha$ 满足 $|\Delta\alpha| \leq \Delta\alpha_{\max}$ 时, 可单独采用航向调配, 此时 $\beta_2 = \Delta\alpha/\Delta\alpha_{\max}$; 当存在 $\rho = \rho_{\max}/n$, 可单独采用等待调配, 其中 $n \in Z$ 为重复等待程序的次数, 此时 $\beta_3 = 1/n$; 当存在 γ 满足 $|\gamma| \leq \gamma_{\max}$ 时, 可单独采用高度调配, 此时 $\beta_4 = \gamma/\gamma_{\max}$ 。

当采用单一手段无法实现时, 可综合利用以上4种方法, 提高冲突解脱的安全性。

6 案例研究

本文分别提出了针对单机和两机的飞行冲突探测与解脱方法, 由于民用航空器一般在固定航路和管制空域内飞行, 特别是进近管制区内可用高度少, 因此本文以进近管制区内存在潜在追赶冲突的航空器为例, 来验证该方法的有效性。

如图4所示, 假设两架C类航空器(设前机为 a , 后机为 b) 在进近管制区的走廊口内 $\alpha = 45^\circ$ 航向上同航迹同高度飞行, 两机的初始间隔为8 km。根据民航空中交通管理规则: 1) C类航空器的进近指示空速范围为[224 km/h, 261 km/h]; 2) 雷达进近管制最小安全间隔 $d_{\min} = 6$ km; 3) 飞行走廊宽度 $w = 16$ km, 其中心线两侧各8 km。因此假设两机速度: $v_a = 230$ km/h、 $v_b = 260$ km/h, 高度为3 000 m, 允许的解脱时间 $T = 240$ s, 为了提高安全裕度, 将告警间距设为 $d_{\text{alert}} = 7$ km。另外相关航空器性能规定如下: 1) Eurocontrol组织发布的BADA数据库所确定的C类航空器允许加速度 a_{\max} 范围为 $[-2 \text{ ft/s}^2, 2 \text{ ft/s}^2]$; 2) $\Delta\alpha_{\max}$ 为偏航解脱时的最大允许偏航角, 一般不超过 30° ; 3) ρ_{\max} 为最大等效转弯率, 取决于航空器的最大转弯坡度, 我国民航管规则中等待程序规定航空器最大等效转弯率不超过 $3\%/s$; 4) γ_{\max} 为航空器最大爬升下降梯度, 根据国际民航组织DOC.8168规定, 一般上升梯度不超过 3.3% , 下降梯度不超过 5% 。

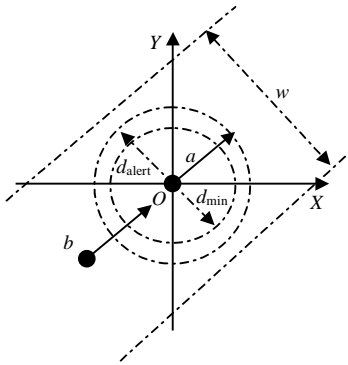


图4 两机飞行状态示意图

由于后机速度大于前机速度, 存在潜在的追赶冲突, 在运行和解脱过程中可能存在间隔小于安全间隔和脱离预定航迹的情况, 因此设冲突事件向量为 $s = [s_1^T, s_{II}^T]^T$, 对应的冲突超曲面为 $h_1^T(q)$ 和 $h_{II}^T(q_a, q_b)$, 采样时间周期为 $\Delta\tau = 5$ s。由冲突控制模型给出冲突解脱策略序列及冲突事件向量状态转移过程如图5所示。其中, $s_1 = [0, 0]^T$ 为安全状态, $s_2 = [0, 1]^T$ 为间隔小于安全间隔状态, $s_3 = [1, 0]^T$ 为脱离预定航路状态; $d_1 = [1, 0, 0, 0]^T$ 为后机调速策略,

$d_2 = [0, 1, 0, 0]^T$ 为后机调航向策略, $d_3 = [0, 0, 1, 0]^T$ 为后机等待策略, $d_4 = [0, 1, 0, 0]^T$ 为后机反方向调航向策略, $d_5 = [0, 0, 0, 1]^T$ 为前机降高度策略。

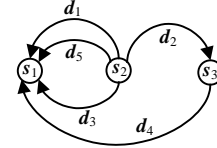


图5 冲突解脱策略序列及冲突事件向量状态转移图

根据航空器性能, 取 $u_{\max} = [-2 \text{ ft/s}^2, 15^\circ, 3 \text{ \%s}, -5\%]^T$, 给出一种可行的解脱策略, 取操纵输入加权系数为: $\beta_1 = 0.6$ 、 $\beta_2 = 1$ 、 $\beta_3 = 0.5$ 、 $\beta_4 = 0.8$ 。即分别设置 $a = -0.37 \text{ m/s}^2$ 、 $\Delta\alpha = 30^\circ$ 、 $\rho = 1.5 \text{ \%s}$ 以及 $\gamma = -4\%$ 实施冲突解脱。图6和图7分别为采取前3种解脱策略时后机的航迹采样分布情况和两机间隔与最小安全间隔之差变化曲线。

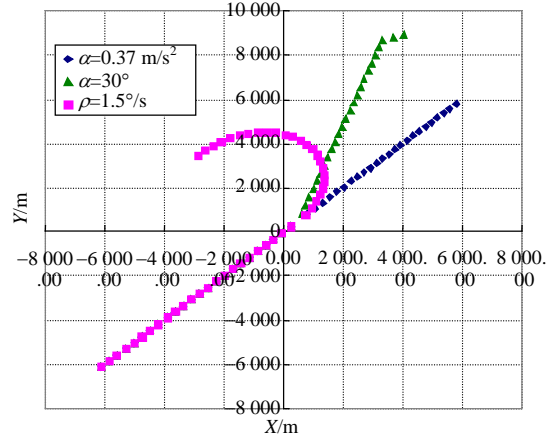


图6 采取前3种解脱策略时后机的轨迹采样分布

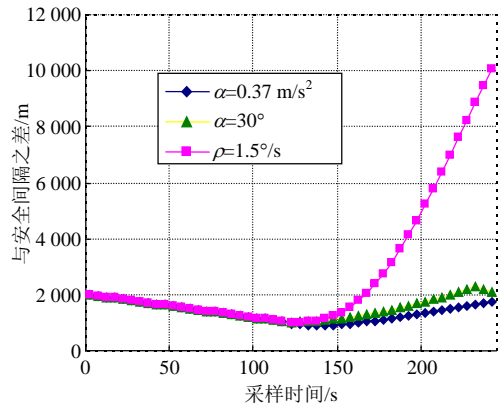


图7 采取前3种解脱策略后两机间隔与最小水平安全间隔之差变化

从图6和图7给出的3种解脱方式下后机的航迹变化和两机间隔的变化可以看出: 当后机选择加速度 $a = -0.37 \text{ m/s}^2$ 的调速方式解脱冲突时, 其航迹一直保持在航路中心线上。经过22.5 s 减速后, 两机速度相同时间隔将达到最小, 若进一步降低后机速度, 两机间隔将增大。

而当后机选择偏航角 $\Delta\alpha = 30^\circ$ 解脱冲突时, 其航迹脱离了走廊中心线, 当经过215 s 后机即将到达走廊边界, 两机间隔达到最大。由于航路偏离冲突事件观测器的作用, 控制器采取 $\Delta\alpha = -30^\circ$ 的偏航角解脱策略, 使其再次调整航向并返回走廊中心线, 间隔将逐步缩小。

当后机选择等效转弯率 $\rho = 1.5\%$ 解脱冲突时, 由其最大转弯率和速率确定的等效转弯半径为 $r = 2\,440\text{ m}$, 当后机位于出航边上时, 两机呈相互背离的飞行势态, 间隔增大的趋势尤为明显。在一个解脱时间周期内, 采用等待解脱方式时两机间隔明显大于前两种方式时两机间隔, 但该方式会造成后机过长时间的空中等待。

图8为采取调高度策略时两机水平间隔和高度差随时间变化的情况。由图8可知, 当前机以 -4% 的梯度下降时, 两机垂直间隔逐渐增大, 当水平间隔达到6.04 km时, 两机达到300 m的高度差, 满足进近管制区内的垂直间隔要求。

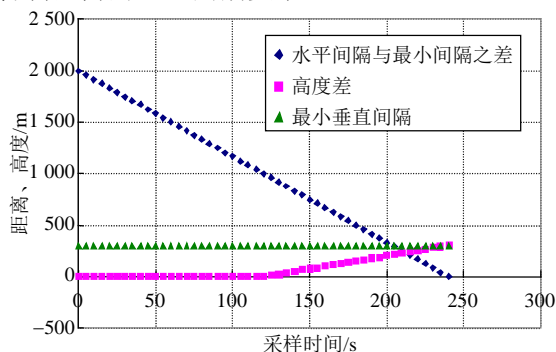


图8 采取调高度策略时两机水平间隔和高度差随时间变化

从图7分析可以得出: 前3种解脱方式下两机间隔与最小水平安全间隔之差曲线均位于时间轴上方, 表明上述3种解脱方式的结果都可使两机间隔与最小水平安全间隔之差始终大于零, 满足最小水平间隔要求。从图8分析可以得出, 第4种解脱方式实现了在两机水平间隔达到最小之前达到最小垂直间隔。综上所述, 4种基本的调配方法覆盖了目前空中交通管理中可能冲突调配的手段, 对于其他冲突情形, 可依据具体的情况, 单独运用或综合运用。

7 结 语

本文通过管制规则所确定的超曲面, 将空中交通系统的可达空间划分为安全状态及冲突状态, 通过设计冲突事件观测器观测冲突的发生时刻及其类型, 然后基于管制员可采用的调配手段设计飞行冲

突离散控制器, 并在允许解脱时间段内可解脱冲突的前提下计算连续操纵输入量, 保证空中交通系统处于可达集的安全子集中。未来的研究方向是对冲突解脱策略实施优化, 并将其用于新一代面向4D航迹运行的空中交通管制自动化系统的研究开发中。

参 考 文 献

- [1] HARRY S, RICHARD B, MICHAEL L. Next generation air transportation system (NGATS) air traffic management(ATM)-Airspace Project[R]. Virginia, NASA, 2006: 25-28.
- [2] OLAF D, THORSTEN A, CRISTIANO B, et al. SESAR D3 aTM target concept[R]. Toulouse, Eurocontrol, 2007: 1-17.
- [3] HAVEL K, HUSARCIK J. A theory of the tactical conflict prediction of a pair of aircraft[J]. The Journal of Navigation, 1989, 42(3): 417-429.
- [4] 舒红平, 游志胜, 刘健波. 基于飞行姿态的潜在冲突预警算法[J]. 计算机工程, 2004, 30(5): 28-30.
SHU Hong-ping, YOU Zhi-sheng, LIU Jian-bo. Potential conflict alert algorithm based on flight posture[J]. Computer Engineering, 2004, 30(5): 28-30.
- [5] 邓炜, 张军, 吴限. 一种适用于航路改变情况的冲突概率预测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(12): 1327-1331.
DENG Wei, ZHANG Jun, WU Xian. Algorithm of conflict probability prediction for the case of trajectory change[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(12): 1327-1331.
- [6] LEE C Y, JAMES K K. Prototype conflict alerting system for free flight[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(4): 1-9.
- [7] HU J H, LYGEROS J, PRANDINI M. Aircraft conflict prediction and resolution using brownian motion[C]//Proc 38th IEEE Int Conf Decision and Control. Phoenix, USA: IEEE, 1999, 3: 2438-2443.
- [8] CHESTER G, DAVE M. A methodology for automated trajectory prediction analysis[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Providence, USA: [s.n.], 2004: 1-14.
- [9] MUNOZ C, SIMINICEANU R, CARRENO V A. KB3D reference manual[R]. Virginia, NASA, 2005: 1-26.
- [10] 靳学梅, 韩松臣, 孙樊荣. 自由飞行中冲突解脱的线性规划方法[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.
- [11] TOMLIN C, PAPPAS G, LYGEROS J. Hybrid control models of next generation air traffic management[J]. Lecture Notes in Computer Science, 1997, 1273: 378-404.
- [12] GLOVER W, LYGEROS J. A multi-aircraft model for conflict detection and resolution algorithm evaluation[R]. European, Hybridge, 2004: 1-49.