

基于参数辨识的短期4D航迹预测

徐琴, 汤新民, 韩松臣, 卢奕羽

南京航空航天大学民航学院, 江苏 南京 210016

基金项目: 国家自然科学基金自助项目(61174180); 江苏省自然科学基金资助项目(BK2010502); 江苏省学研联合创新基金资助项目(BY2012014); 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金资助项目(kfjj120218); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目

通信作者: 徐琴, xqinnuaa@126.com 收稿/录用/修回: 2013-06-14/2013-08-27/2013-11-27

摘要

由于实际飞行过程中存在许多不确定因素, 为保证空中交通的安全和通畅, 必须对航空器进行短期4D航迹预测, 实时掌握航空器的运行动态. 首先建立航空器等速巡航的运动学模型以及等角航迹推测模型, 其次利用广播式自动相关监视(ADS-B)接收器采集实时航迹数据, 并运用极大似然法则与牛顿-拉夫逊迭代算法对模型中的校正空速进行辨识, 最后利用辨识结果及等角航迹推测模型推算航空器的过点时间. 实际算例表明, 此方法能够准确地预测航空器等速巡航阶段的短期飞行航迹, 2 min内航空器过点时间误差可控制在5 s内.

关键词

短期航迹预测
运动学模型
等角航迹
参数辨识

中图分类号: V355

文献标识码: A

Short-Term 4D Trajectory Prediction Based on Parameter Identification

XU Qin, TANG Xinmin, HAN Songchen, LU Yiyu

School of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract

Due to various uncertain factors existed in the actual flight process, short-term 4D trajectory prediction of aircraft must be used to master the real time dynamic operation of the aircraft and ensure the safety and patency of air traffic. We establish the kinematics model of the constant speed cruise phase and the isometric track forecast model of aircraft. In the model, we use Maximum likelihood rule and Newton-Ralph iterative algorithm to identify the calibrated air speed with the real-time track data which are received by ADS-B (automatic dependent surveillance broadcast) receiver. Aircraft short-term trajectory is calculated with the identified result and isometric track forecast model. Case study shows that this method can accurately predict the short flight trajectory of the constant speed cruise phase, and point-passing time error can be controlled within 5 s in 2 min.

Keywords

short-term trajectory prediction;
kinematics model;
isometric track;
parameter identification

1 引言

近年来, 世界航空运输业的飞速发展, 与空域资源有限的矛盾日益突出, 在空中交通流密集空域, 采用飞行计划结合空管动态调配的空中交通管理方式逐渐显示出其落后性. 在此情况下, 欧洲和美国分别计划并实施其下一代空中交通管理系统, 即欧洲共同体的 SESAR^[1] 和美国的 NGATS^[2]. 采用面向4D航迹的空管自动化系统, 用基于航空器航迹运行的模式替换现有的空中交通管理方式显得十分必要. 基于4D航迹的运行可以控制航空器通过特定航路点的“时间窗”^[3-4], 从而显著减少航空器航迹的不确定

性, 提高空域和机场的安全性及资源利用率.

航空器4D航迹推测在空中交通管制自动化系统中具有重要作用, 国内外纷纷对此展开研究. 航迹推测方法主要包括航空器飞行轨迹推测和航空器过航路点时间推测. Prevost提出一种基于扩展卡尔曼滤波的估计航空器状态的方法, 可以通过当前航空器状态和运动模型进行航迹预测^[5]. Chester提出通过飞行性能手册中的爬升时间表获取得到空气动力学模型和运动学方程实现航空器飞行轨迹推测^[6]. 汤新民等以飞行剖面不同飞行阶段的航空器动力学模型为基础, 构造了在不同飞行阶段之间转移, 而在同一阶段状态连续变化的混杂系统模型, 通过温度和风速风向

修正航空器真空速及地速,利用混杂系统递推法求解航空器4D航迹^[7].在实际飞行过程中,航空器受到管制因素、气象因素、空域流量和航空公司经济性的影响,往往会偏离我们设定的航空器飞行剖面,因此就有必要实时地对航空器进行短期航迹预测.针对短期航迹预测方面的研究,彭瑛等提出了动态航迹推测方法,基于等角航线动态推测,融合雷达、电报等动态数据,可以推测出航空器飞行轨迹、航空器过点时间^[8].翟英俊等在上述动态航迹推测方法的基础上,引入了风的影响因素,对动态航迹推测模型进行修正,并对广州区域航线上的航班数据进行误差分析,分析了航空器在飞行过程中的不确定性因素对动态航迹推测精度的影响,在原航迹推测模型的基础上引入不确定性因素扰动因子,提高了动态航迹预测的精度^[9].两篇文章的模型都比较简单,并不符合实际运行情况.罗兆文主要阐述了GPS动态测量系统的构成和目前的不足,提出了采用滑窗多项式拟合理论进行航迹推测的数学方法,通过变化系统信息走向、重新整理下发数据报文构成等一系列技术措施来提高航路信息的拟合精度,实现了航空器航迹的实时推测^[10].但是该系统天地之间的通信链路会因为电磁干扰或被物体遮蔽而中断,容易造成航迹数据丢失.为了更切合实际并满足一定的精度要求,本文提出了基于参数辨识的短期航迹预测方法.

参数辨识是根据实验数据和建立的模型来确定一组参数值,使得由模型计算得到的数值结果能最好地拟合测试数据,从而可以为生产过程进行预测,提供一定的理论指导.目前,参数辨识已成功应用于导弹、飞机等运动物体上.姜殿民等建立了弹道重建数学模型,采用基于极大似然准则和牛顿-拉夫逊算法的输出误差法进行参数辨识和弹道重建^[11].于雪梅等以飞机起飞性能飞行试验实测数据为例,研究了利用极大似然法进行飞机起飞性能参数辨识的问题^[12].

传统的动态航迹推测方法主要是利用一个给定的航空器速度结合大圆航迹模型或等角航迹模型来进行航空器匀速运行阶段的航迹推测.本文首先建立了航空器等速巡航阶段的运动学模型,以及等角航迹推测模型.然后建立参数辨识的状态方程、观测方程和灵敏度方程,利用实时航迹信息,采用极大似然准则和牛顿-拉夫逊迭代算法对运动学模型中的校正空速进行辨识,利用辨识得到的模型结合等角航迹模型进行航空器短期内过点时间的推测.

2 航空器航迹推测模型建立

2.1 航空器运动学模型建立

根据航空器的飞行高度剖面,即垂直方向上的航迹,可以将航空器飞行过程分为3个阶段:爬升、巡航、下降,本文针对航空器巡航阶段的短期航迹推测进行研究.这里假设速度仪表的安装误差、指示误差为零,即指示空速等于校正空速.

根据BADA(base of aircraft data)提出的航空器基础运动学方程,对于等校正空速飞行,给出航空器真空速、温度、校正空速之间的关系,如下表达式^[13]:

$$v_{TAS} = 1497.1 \times \left(\frac{t_{LOC}}{t_{MSL}} \left(\left(1 + \frac{\eta}{\delta} \right)^{1/3.5} - 1 \right) \right)^{1/2} \quad (1)$$

式中,

$$\eta = \left(1 + 0.2 \times \left(\frac{v_{CAS}}{661.5} \right)^2 \right)^{3.5} - 1 \quad (2)$$

$$\delta = \begin{cases} (1 - 6.087559 \times 10^{-6} \times h_p)^{5.25588}, & h_p \leq 30689 \text{ ft} \\ 0.2233609 \times \exp\left(\frac{30689 - h_p}{20805.8}\right), & h_p > 30689 \text{ ft} \end{cases} \quad (3)$$

其中, v_{TAS} 表示真空速, v_{CAS} 表示校正空速, t_{LOC} 表示航空器周围温度, $t_{MSL} = 288.15 \text{ K}$, h_p 表示航空器所在高度.

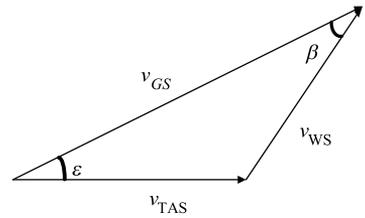


图1 航行速度三角形

Fig. 1 Flying velocity triangle

航空器飞行航向受高空风的影响,常通过由空速、地速和风3个矢量构成的航向速度三角形来讨论.高空风的时空变化较大,直接影响了航行速度的三角形的相互关系.航行速度三角形如图1所示.

航空器地速、真空速以及风速之间的关系:

$$v_{GS} = v_{TAS} \times \cos \varepsilon + v_{WS} \times \cos \beta \quad (4)$$

将式(1)代入式(4)中,可得到航空器地速是校正空速、温度和风速的非线性函数:

$$\begin{aligned} v_{GS} &= 1497.1 \times \left(\frac{t_{LOC}}{t_{MSL}} \left(\left(1 + \frac{\eta}{\delta} \right)^{1/3.5} - 1 \right) \right)^{1/2} \cdot \cos \varepsilon + v_{WS} \cdot \cos \beta \end{aligned} \quad (5)$$

其中, v_{GS} 表示地速, v_{WS} 表示风速, β 表示风角,为航空器所在位置的风向与航路的夹角;当 $\beta > 90^\circ$ 时,为逆侧风, $v_{GS} < v_{WS}$;当 $\beta < 90^\circ$ 时,为顺侧风, $v_{GS} > v_{WS}$;当 $\beta = 0^\circ$ 时,为顺风;当 $\beta = 180^\circ$ 时,为逆风.

2.2 等角航迹推测模型

计算等角航线和距离的公式,通过积分的方法导出.假设两个纬、经度点, $A(\phi_1, \psi_1)$ 为起始点, $B(\phi_2, \psi_2)$ 为终止点,等角航线与经度的夹角为 α ,距离为 S ,如果在其间取任意一段很小的航段 dS ,则该航段与相应的纬、经度($d\phi, d\psi \cos \phi$)之间所构成的三角形,可以看成是一个平面直角三角形,由此得

$$\begin{cases} \tan \alpha = \frac{d\psi \cos \phi}{d\phi} \\ dS = \frac{d\phi}{\cos \alpha} \end{cases} \quad (6)$$

式中, α 为常数,当 α 接近 90° 时,亦可把 $\phi = \frac{\phi_1 + \phi_2}{2}$ 看成

常数.这样,在整个航线区间对上述各式进行积分,便得到航线角和距离的计算公式:

$$\tan \alpha = \frac{\psi_2 - \psi_1}{\text{Intg}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\phi_2}{2}\right) - \text{Intg}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\phi_1}{2}\right)} \quad (7)$$

$$S = (\phi_2 - \phi_1) \sec \alpha \quad (8)$$

或

$$S = (\psi_2 - \psi_1) \cos \phi \cos \alpha \quad (9)$$

航空器等校正空速巡航过程中的航线距离可以按下式求得:

$$S = v_{CS} \cdot \tau \quad (10)$$

如果已知航空器当前位置 a 点的经纬度、航空器航线角、速度、爬升率,即可利用变换公式(11)~(13)求得航空器 $\Delta\tau$ 时间后的经纬度值.

$$\psi_2 = \tan \alpha \left(\text{Intan}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\phi_2}{2}\right) - \text{Intan}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\phi_1}{2}\right) \right) + \psi_1 \quad (11)$$

$$\phi_2 = v_{CS} \cdot \tau \cdot \cos \alpha + \phi_1 \quad (12)$$

或:

$$\psi_2 = v_{CS} \cdot \tau \cdot \sec \phi \cdot \sec \alpha + \psi_1 \quad (13)$$

计算时,等角航线距离 $S(m)$ 的值应该按 $1m = \pi/(180 \cdot 111120)$ 换算成弧度值, ϕ_1 、 ϕ_2 、 ψ_1 、 ψ_2 也要用弧度值表示.

3 模型参数辨识与短期航迹推测

3.1 待辨识参数的确立

通过 ADS-B 接收器获取航空器实时航迹信息,包括:航班号、飞机类型、飞行状态、飞行高度、地速、航向、升降率以及位置(经纬度)等信息.本文采用极大似然准则和牛顿-拉夫逊迭代算法对航空器运动学模型进行参数辨识.

航空器在不同飞行阶段的飞行状态不同,其地速变化受不同因素影响,在等校正空速巡航阶段,航空器的地速主要受气象条件(这里仅考虑温度和风)变化的影响.

首先,令状态向量 $\mathbf{x} = [v_{CS}]$, 观测向量 $\mathbf{y} = [\phi, \psi]^T$ (其中 ϕ, ψ 分别表示航空器所在位置的纬度和经度的观测值), 测量向量 $\mathbf{z} = [\phi_k, \psi_k]^T$ (其中 ϕ_k, ψ_k 分别表示航空器所在位置的纬度、经度的实际值), 输入向量 $\mathbf{u} = [l_{LOC}, v_{WS}, \varepsilon, \beta]^T$, 待辨识参数 $\theta = v_{CAS}$.

其次,给出航空器运动学模型的状态方程和观测方程:

(1) 状态方程:

$$v_{CS} = 1497.1 \times \left(\frac{l_{LOC}}{l_{MSL}} \left(\left(1 + \frac{\eta}{\delta} \right)^{1/3.5} - 1 \right) \right)^{1/2} \times \cos \varepsilon + v_{WS} \times \cos \beta \quad (14)$$

(2) 观测方程:

$$\phi = v_{CS} \cdot \tau \cdot \sin \alpha + \phi_0 \quad (15)$$

$$\psi = \tan \alpha \cdot \left(\text{Intan}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{v_{CS} \cdot \tau \cdot \sin \alpha + \phi_0}{2}\right) - \text{Intan}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\phi_0}{2}\right) \right) + \psi_0 \quad (16)$$

将状态方程和观测方程对 θ 求导,即可得到灵敏度微分方程.

3.2 基于极大似然估计的参数辨识

极大似然估计的指标函数为

$$J(\theta) = \sum_{i=1}^N (\boldsymbol{\lambda}^T(i) \mathbf{R}^{-1} \boldsymbol{\lambda}(i) + \ln |\mathbf{R}|) \quad (17)$$

式中, $\boldsymbol{\lambda}(i)$ 为第 i 点新息, $|\mathbf{R}|$ 为新息方差.这里忽略过程噪声,此时新息 $\boldsymbol{\lambda}(i)$ 成为输出误差,新息方差 \mathbf{R} 为观测噪声的方差,即:

$$\boldsymbol{\lambda}(i) = \mathbf{z}(i) - \mathbf{y}(i) \quad (18)$$

$$\mathbf{R} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\boldsymbol{\lambda}(i) \boldsymbol{\lambda}^T(i)) \quad (19)$$

参数 θ 的极大似然估计就是寻求 $\hat{\theta}$, 使准则函数 $J(\theta)$ 达到最小值.通常采用牛顿——拉夫逊迭代算法求解这一问题,迭代算式为

$$\theta_{k+1} = \theta_k + \Delta\theta_k \quad (20)$$

$$\left(\frac{d^2 J}{d\theta^2} \right) \Delta\theta_k = - \frac{dJ}{d\theta} \quad (21)$$

下面给出 $\frac{dJ}{d\theta}$ 和 $\frac{d^2 J}{d\theta^2}$ 的表达式:

$$\frac{dJ}{d\theta} = -2 \sum_{i=1}^N \left(\boldsymbol{\lambda}^T(i) \mathbf{R}^{-1} \frac{d\mathbf{y}(i)}{d\theta} \right) \quad (22)$$

$$\frac{d^2 J}{d\theta^2} = 2 \sum_{i=1}^N \left(\left(\frac{d\mathbf{y}(i)}{d\theta} \right)^T \mathbf{R}^{-1} \frac{d\mathbf{y}(i)}{d\theta} \right) \quad (23)$$

将式(22)、(23)代入式(21),可得:

$$\Delta\theta_k = \frac{\sum_{i=1}^N \left(\boldsymbol{\lambda}^T(i) \mathbf{R}^{-1} \frac{d\mathbf{y}(i)}{d\theta} \right)}{\sum_{i=1}^N \left(\left(\frac{d\mathbf{y}(i)}{d\theta} \right)^T \mathbf{R}^{-1} \frac{d\mathbf{y}(i)}{d\theta} \right)} \quad (24)$$

其中, $\frac{d\mathbf{y}(i)}{d\theta}$ 为观测量关于待辨识参数的灵敏度.

具体迭代过程为:首先给定辨识参数的初值 θ_0 , 根据状态方程、观测方程和灵敏度方程计算状态值 \mathbf{x} 、观测值 \mathbf{y} 和灵敏度 $\frac{d\mathbf{y}}{d\theta}$, 然后求出 $\Delta\theta$, 再以 $\theta_1 = \theta_0 + \Delta\theta$ 代替原来的 θ_0 进行辨识参数更新,反复迭代直至满足收敛条件:

$$\left| 1 - \frac{J_k}{J_{k-1}} \right| \leq \varepsilon, \quad \varepsilon = 0.0001 \quad (25)$$

最后,通过将辨识得到的参数 $\hat{\theta}$ 代入状态方程和观测方程,可以推测航空器的未来短时间内的地速及具体过点时间或飞行轨迹.

为了更清晰直观地介绍本文思路,下面给出整个算法的执行流程,如图2所示.

4 实例应用

本文以2013年4月24日宁波飞往北京的CCA1840航班为例,机型为波音737-800,起飞机场为宁波栎社机场,目的地机场为北京首都机场.利用ADS-B接收器采集CCA1840途经南京上空巡航过程中的部分航迹数据,巡航高度为30100ft,升降率为0,其余数据如表1所示,根据4月24日当天的高空温度和风速资料得知航班在巡航时温度约为226.87K,风速约为顺风80kn.

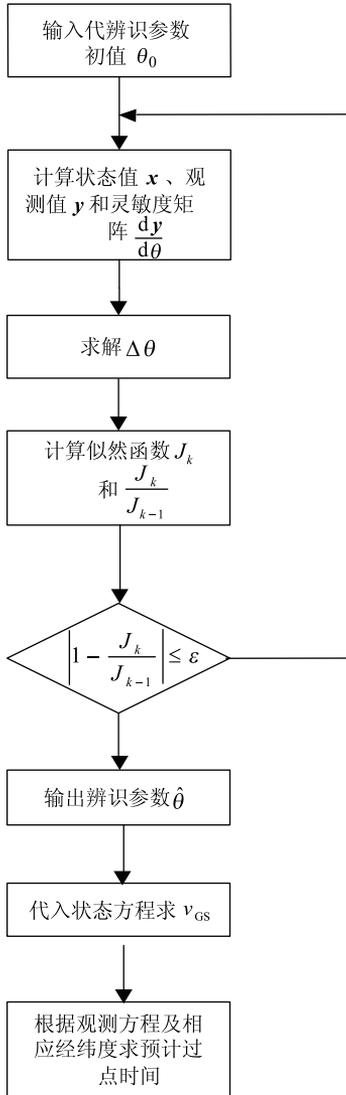


图2 算法流程图

Fig. 2 Algorithm flow chart

表1 CCA1840 航迹数据

Tab. 1 Flight trajectory of CCA1840

地速 /n	航向	纬度 / (°)	经度 / (°)	
07:11:01	410	323	32.7396	119.4297
07:11:26	412	323	32.7772	119.3972
07:11:38	413	324	32.7973	119.3799
07:11:50	413	324	32.8150	119.3648
07:12:16	413	323	32.8549	119.3304
07:12:35	413	323	32.8847	119.3047
07:12:47	413	323	32.9033	119.2886
07:13:04	413	323	32.9299	119.2656
07:13:22	411	323	32.9574	119.2418
07:13:33	411	323	32.9730	119.2282
07:13:48	410	323	32.9958	119.2086

首先,取时间表1中的10个数据点为测量点,即 $N=10$,分别对应 $i=1,2,3,4,5,6,7,8,9,10$ 。然后,根据理论和经验,首先取初值 $\theta_0=215$,如图3所示,大约经过30次迭代之后,辨识参数已基本趋于稳定,说明了迭代的收敛性,迭代停止于第38次,说明此时精度满足要求。

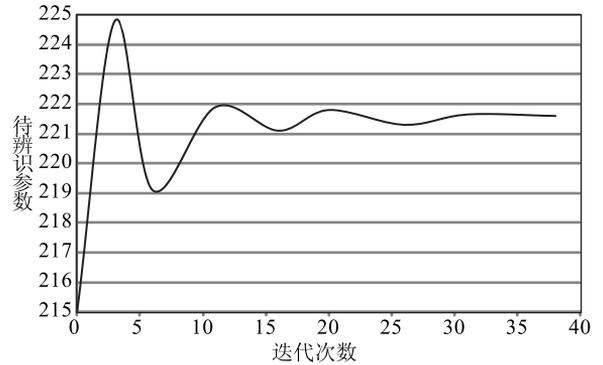


图3 辨识参数迭代结果曲线

Fig. 3 Iteration results curve of identified parameter

经过参数辨识仿真计算后可以得到 $\theta=221.6$,即 $v_{CAS}=221.6 n$,将结果代入状态方程,即可计算得到航空器地速为 $v_{GS}=410.8724 kn$ 。最后,继表1后再取后面12个时间点为观测点,其经纬度如表2所示,分别利用传统方法和本文模型计算出航空器在这12个点的预计过点时间,结果如表3所示。

表2 观测点经纬度

Tab. 2 Longitude and latitude of observation points

观测点	纬度 / (°)	经度 / (°)
1	33.0121	119.1945
2	33.0380	119.1719
3	33.0811	119.1344
4	33.1660	119.0605
5	33.2556	118.9824
6	33.2736	118.9667
7	33.3595	118.8915
8	33.3804	118.8732
9	33.3991	118.8567
10	33.4200	118.8384
11	33.4361	118.8243
12	33.4509	118.8112

如图4,本文方法计算出的预计过点时间与实际过点时间的误差随着时间的推移逐渐增大,在 $2 min$ 之内的推测误差可以控制在 $5 s$ 之内, $4 min$ 之内的推测误差可以控制在 $10 s$ 之内。相比于传统方法,误差更小。误差产生的主要原因是通过气象预报得到且经过人为简化的气象数据不够精确,以及航空器的配载和飞行员的操纵变化等。为了保证预测航迹的准确度,可以根据气象数值预报和实时航路气象观测获取航路点上的准确气象数据,并根据航空器

的航迹偏离情况,重新根据新的航行数据对航空器的未来飞行轨迹进行滚动更新.综上所述,算例验证了本文所采用方法的正确性和可行性,相比于传统的航迹推测方法,该方法的动态适应性更强.

表3 推测航迹与真实航迹过点时间

Tab.3 Point-passing time of conjectural trajectory and real trajectory

观测点	预计过点时间		实际过点时间
	传统方法	本文方法	
1	07:13:57.12	07:13:56.62	07:13:58
2	07:14:13.89	07:14:13.56	07:14:15
3	07:14:41.82	07:14:41.73	07:14:45
4	07:15:34.69	07:15:35.05	07:15:39
5	07:16:30.74	07:16:32.69	07:16:37
6	07:16:42.28	07:16:44.34	07:16:49
7	07:17:38.67	07:17:40.57	07:17:45
8	07:17:51.66	07:17:54.36	07:18:00
9	07:18:02.14	07:18:05.57	07:18:11
10	07:18:16.51	07:18:20.30	07:18:26
11	07:18:24.03	07:18:28.72	07:18:36
12	07:18:31.19	07:18:36.35	07:18:46

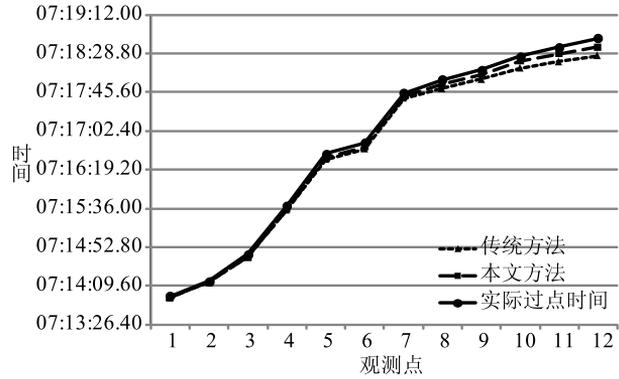


图4 预计过点时间与实际过点时间对比

Fig.4 Contrast of predicted point-passing time and real point-passing time

5 结论

本文研究了航空器巡航阶段短期航迹预测问题,利用极大似然准则及牛顿-拉夫逊迭代算法对校正空速进行了辨识,并结合等角航迹推测模型进行航空器短期4D航迹推测.本文提出的推测方法具备灵活简便、动态适应性强的优点.下一步的研究重点为将气象数据精确化,进一步提高航迹预测的准确性,并且要建立航空器爬升和下降阶段的模型,实现整个飞行过程航迹的可预测性,为优化飞行计划和实施流量管理奠定基础.

参考文献

- [1] Olaf D, Thorsten A, Cristiano B, et al. SESAR D3: The ATM target concept[R]. Bruxelles, Belgium: Eurocontrol, 2007: 1-17.
- [2] Swenson H, Barhydt R, Landis M. Next generation air transportation system (NGATS) air traffic management (ATM)-airspace project[R]. Washington, USA: NASA, 2006: 25-28.
- [3] 吕小平. 中国民航新一代空中交通管理系统发展总体框架[J]. 中国民用航空, 2007, 80(8): 24-26.
Lü X P. General framework of China's new-generation civil aviation ATM system[J]. China Civil Aviation, 2007, 80(8): 24-26.
- [4] Anthony W. Trajectory prediction concepts for next generation air traffic management[C]//3rd USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar. Bruxelles, Belgium: Eurocontrol, 2000: 1-10.
- [5] Prevost C G, Desbiens A, Gagnon E. Extended Kalman filter for state estimation and trajectory prediction of a moving object detected by an unmanned aerial vehicle[C]//American Control Conference. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2007: 1805-1810.
- [6] Chester G, William N C. Using flight manual data to derive aero-propulsive models for predicting air-craft trajectories[C]//AIAA Aircraft Technology, Integration, and Operations (ATIO) Forum. Los Angeles, CA, USA: AIAA, 2002: 1-7.
- [7] 汤新民, 韩云祥, 韩松臣. 基于混杂系统模型的航空器4D航迹推测[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(1): 105-112.
Tang X M, Han Y X, Han S C. Aircraft 4D trajectory estimation based on hybrid system model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(1): 105-112.
- [8] 彭瑛, 胡明华, 张颖. 动态航迹推测方法[J]. 交通运输工程学报, 2005, 5(1): 61-65.
Peng Y, Hu M H, Zhang Y. Conjecture method of dynamic flying track[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2005, 5(1): 61-65.
- [9] 瞿英俊, 胡明华. 动态航迹推测改进模型[C]//2008 第四届中国智能交通年会论文集. 北京: 全国智能运输系统协调领导小组办公室, 2008: 32-37.
Qu Y J, Hu M H. The improved model of aircraft dynamic trajectory prediction[C]//Proceedings of International Conference of China Communication and Transport. Beijing: Leading Group Office of the National Intelligent Transportation System Coordination, 2008: 32-37.
- [10] 罗兆文, 张沛, 王文, 等. 基于GPS的飞机航迹预测方法研究[J]. 海洋测绘, 2009, 29(2): 35-38.
Luo Z W, Zhang P, Wang W, et al. Research on the prediction method of the airplane trajectory base on GPS[J]. Hydrographic Surveying and Charting, 2009, 29(2): 35-38.

- [14] Richardson M, Domingos P. Markov logic networks[J]. Machine Learning, 2006, 62(1): 107–136.
- [15] Hensel I, Bachmann A, Hummel B, et al. Understanding object relations in traffic scenes[C]//Proceedings of the Fifth International Conference on Computer Vision Theory and Applications (VISAPP). 2010: 389–395.
- [16] Dean T, Kanazawa K. A model for reasoning about persistence and causation[J]. Computational Intelligence, 1989, 5(2): 142–150.
- [17] Rabiner L R. A tutorial on hidden Markov models and selected applications in speech recognition[J]. Proceedings of the IEEE, 1989, 77(2): 257–286.
- [18] Brand M, Oliver N, Pentland A. Coupled hidden Markov models for complex action recognition[C]//Proceedings of the Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 1997: 994–999.
- [19] Landwehr N. Modeling interleaved hidden processes[C]//Proceedings of the 25th International Conference on Machine Learning. 2008: 520–527.
- [20] Kumar P, Perrollaz M, Lefèvre S, et al. Learning-based approach for online lane change intention prediction[C]//Proceedings of the Intelligent Vehicles Symposium (IV). Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2013: 797–802.
- [21] Meyer-Delius D, Plagemann C, Burgard W. Probabilistic situation recognition for vehicular traffic scenarios[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2009: 459–464.
- [22] Gerber R, Nagel H H. Representation of occurrences for road vehicle traffic[J]. Artificial Intelligence. 2008, 172(4/5): 351–391.
- [23] Luke S, Rieth P, Darms M. From brake assist to autonomous collision avoidance[C]//Proceedings of the FISITA 2008 World Automotive Congress. 2008: 553–562.

作者简介

曹 凯(1959–), 男, 博士, 副教授. 研究领域为智能交通控制, 复杂系统建模.
 于善义(1986–), 男, 硕士生. 研究领域为智能交通预测.
 于少伟(1986–), 男, 博士生. 研究领域为交通智能数据采集及挖掘.

(上接第 505 页)

- [11] 姜殿民, 郑鹏鹏. 导弹靶试数据弹道重建方法[J]. 四川兵工学报, 2012, 33(7): 34–36.
 Zhang D M, Zheng K P. Reconstruction method of missile flight-test data[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2012, 33(7): 34–36.
- [12] 于雪梅, 程伟, 谷伟岩. 极大似然法在飞机起飞性能参数辨识中的应用[J]. 飞行力学, 2012, 30(3): 201–205.
 Yu X M, Cheng W, Gu W Y. Application of maximum likelihood estimation to the parameter identification of airplane take-off performance [J]. Flight Dynamics, 2012, 30(3): 201–205.
- [13] Eurocontrol Experimental Centre. User manual for the base of aircraft data (BADA) REVISION 3.8 [R]. Bruxelles, Belgium: Eurocontrol, 2010: 1–83.
- [14] Hsu L Y, Chen T L. Vehicle dynamic prediction systems with on-line identification of vehicle parameters and road conditions[J]. Sensors, 2012, 12(11): 15778–15800.

作者简介

徐 琴(1988–), 女, 硕士生. 研究领域为新一代空中交通管制自动化系统等.
 汤新民(1979–), 男, 博士, 副教授. 研究领域为新一代空中交通管理系统, 先进场面引导与控制系统等.
 韩松臣(1968–), 男, 博士, 教授. 研究领域为新一代空中交通管理系统, 先进场面引导与控制系统, 空域与机场容量与安全性, 智能交通与新航行系统技术等.