

融合惯导与飞控系统信息的飞行大气全参数估计算法

陆 辰^{1†}, 李荣冰¹, 刘建业¹, 雷廷万², 郭 毅²

(1. 南京航空航天大学 a. 江苏省物联网与控制技术重点实验室,
b. 自动化学院, 2. 成都飞机设计研究所, 成都 610041)

摘 要: 针对嵌入式大气数据系统高空飞行精度低、跨大气层易失效等问题, 提出一种融合惯导与飞控系统信息的飞行大气全参数估计算法. 基于飞行器气动模型及动力学方程, 建立惯导信息与大气参数之间的函数关系, 进而利用扩展卡尔曼滤波实现大气参数的实时精确估计. 仿真结果表明, 该方法具有较高的精度、良好的稳定性和鲁棒性, 而且可以提高大气数据系统的测量范围和可靠性, 能够适用于全飞行包线下攻角、侧滑角、真空速的测量.

关键词: 惯性导航系统; 气动模型; 飞行控制; 大气参数; 扩展卡尔曼滤波

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Calculation method for air data based on information from inertial navigation system and flight control system

LU Chen^{1†}, LI Rong-bing¹, LIU Jian-ye¹, LEI Ting-wan², GUO Yi²

(1a. Jiangsu Key Laboratory of Internet of Things and Control Technologies, 1b. College of Automatic Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China; 2. Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610041, China)

Abstract: The flush air data system(FADS) gets low accuracy during high altitude flight, which can easily fail if the vehicle travel through the atmosphere. Therefore, a calculation method for air data based on inertial navigation system(INS) and flight control system(FCS) is proposed. On the base of the aerodynamic model, force equations, and moment equations, the mathematic relationship between INS and air data is established. Real-time estimation of air data is achieved by using EKF. The simulation results show that, this method not only has high precision, favorable stability and robustness, but also improves the measurement range and reliability of the air data system, which can effectively be used to measure the angle of attack, the angle of sideslip and true airspeed within full flight envelope.

Keywords: INS; aerodynamic model; aerodynamic model; air data; EKF

0 引 言

空天飞行器是一种可重复使用的跨大气层飞行器, 它从空中或地面发射到太空, 并在轨执行任务, 在未来空间控制与作战中将发挥重要作用^[1]. 与传统飞行器不同, 空天飞行器具有多任务、多工作模式、大范围高速机动的特点^[2].

攻角、侧滑角、真空速是重要的大气参数, 由此可得到其他大气信息. 大气参数表征飞行器的受力、受热情况, 是空天飞行器飞行控制系统的指令信息, 其测量精度和可靠性直接关系到飞行器控制等系统的正常工作及性能发挥^[3-4]. 在现有技术条件下, 仅嵌入式大气数据系统(FADS)可应用于大范围高速机动、

跨大气层飞行的空天飞行器^[5-6]. 由于空天飞行器的高机动、往返大气层等飞行状态, 导致飞行环境恶劣, FADS对热防护系统提出了极高的要求, 且存在失效的可能性. 出于安全性和可靠性的考虑, 空天飞行器必须拥有鲁棒的大气参数精确测量途径^[7].

20世纪80年代, Stiphen^[8]通过线性Kalman滤波融合惯导信息和气象预报信息, 实现了大气参数的精确估计. Kevin^[9]结合惯导和飞控系统的信息, 利用EKF滤波器实时估计大气攻角和侧滑角. 近年来, 基于惯导与飞控系统信息的飞行大气参数估计已成为研究热点^[10-11], 这些研究在建模中大多未考虑气动力/力矩与大气参数的关系, 使算法精度受到影响.

收稿日期: 2015-11-16; 修回日期: 2016-04-29.

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(61533008); 国家自然科学基金项目(61374115).

作者简介: 陆辰(1989—), 女, 博士生, 从事惯性导航系统、大气数据与组合导航的研究; 刘建业(1957—), 男, 教授, 博士生导师, 从事惯性组合导航、卫星定位系统等研究.

†通讯作者. E-mail: luchen@nuaa.edu.cn

针对空天飞行器大气参数估计问题,本文提出一种融合惯导与飞控系统信息的飞行大气全参数估计算法.与文献[9]相比,利用本文方法对真空速进行了测量估计,从而结合气象数据可以解算出全大气参数;与文献[10-11]相比,本文方法考虑了气动力/力矩与大气参数的关系,更好地刻画了系统模型,从而获得了较高精度的大气参数估计值.另外,本文实验部分对比了EKF与UKF在本文应用场景下的滤波性能,取得了良好的效果.

1 惯导、飞控系统与大气参数关系建模

气动模型提供了控制指令、结构参数、大气参数与飞行器所受力、力矩之间的关系.动力学模型描述了飞行器所受力、力矩与运动信息之间的关系.其中:结构参数包括气动参数、与其质量分布和外形尺寸相关的构造参数;运动信息包括飞行器的加速度、速度、角速度、姿态等,与飞行器的导航参数直接相关.飞控系统以气动模型、动力学模型为依据,通过控制指令改变飞行器舵面偏转和发动机推力,实现飞行姿态和运动参数的改变^[12].

1.1 真空速与地速之间关系建模

令地速(即飞行器相对于地理系的速度)为 \mathbf{V}_g ,真空速(即飞行器相对于空气的速度)为 \mathbf{V}_t ,风速(即空气相对于地理系的速度)为 \mathbf{V}_w ,则三者满足如下的矢量关系式:

$$\mathbf{V}_g = \mathbf{V}_t + \mathbf{V}_w. \quad (1)$$

由攻角、侧滑角的定义可知,攻角 α 、侧滑角 β 以及真空速 V_t 满足下式:

$$\begin{cases} U = V_t \cos \alpha \cos \beta, \\ V = V_t \sin \beta, \\ W = V_t \sin \alpha \cos \beta. \end{cases} \quad (2)$$

其中: U 、 V 、 W 分别为真空速沿机头、右翼、机身垂向的分量.

相对于飞行器的飞行速度而言,紊流速度及其改变量极小.长距离的飞行所需时间很短,因此可以认为紊流速度的改变足够小,可忽略不计^[13],短时间内风速可视为常值^[14].由式(1)可知地速与真空速的加速度一致,即 $d\mathbf{V}_g/dt = d\mathbf{V}_t/dt$.

1.2 飞行器气动建模

气动模型可用来计算气动力系数、气动力矩系数与攻角、侧滑角、真空速以及舵面操纵量之间的函数关系,即

$$(C_x, C_y, C_z, C_l, C_m, C_n) = f_{ad}(\alpha, \beta, V_t, \mathbf{c}_s, t_h). \quad (3)$$

其中: (C_x, C_y, C_z) 为气动力系数, (C_l, C_m, C_n) 为气动力矩系数, $\mathbf{c}_s = (\delta_a, \delta_e, \delta_f, \delta_r)$ 为舵面操纵量,分别为副翼操纵量、升降舵操纵量、前缘襟翼操纵量、方向舵操纵量, t_h 是油门控制量.

1.3 飞行器动力学建模

根据刚体运动学,可得到飞行器在力、力矩作用下的加速度 $(\dot{U}, \dot{V}, \dot{W})$ 和角加速度 $(\dot{P}, \dot{Q}, \dot{R})$,具体关系如下^[15]:

$$\begin{cases} \dot{U} = RV - QW - g \sin \theta + F_x/m, \\ \dot{V} = PW - RU + g \cos \theta \sin \phi + F_y/m, \\ \dot{W} = QU - PV + g \cos \theta \cos \phi + F_z/m, \\ \dot{P} = \frac{J_z L + J_{xz} N - (J_z^2 - J_z J_y + J_{xz}^2) QR}{J_x J_z - J_{xz}^2} + \frac{J_{xz}(J_x - J_y + J_z) PQ}{J_x J_z - J_{xz}^2}, \\ \dot{Q} = \frac{M + (J_z - J_x) PR - J_{xz}(P^2 - R^2)}{J_y}, \\ \dot{R} = \frac{J_{xz} L + J_x N + (J_x^2 - J_x J_y + J_{xz}^2) PQ}{J_x J_z - J_{xz}^2} - \frac{J_{xz}(J_x - J_y + J_z) QR}{J_x J_z - J_{xz}^2}. \end{cases} \quad (4)$$

其中: (P, Q, R) 为角速度; m 为飞行器质量, g 为重力加速度; (θ, ϕ) 分别为飞行器的俯仰角和滚转角; (J_x, J_y, J_z, J_{xz}) 为飞行器的转动惯量与惯性积; (F_x, F_y, F_z, L, M, N) 为飞行器所受合力和合力矩,可由下式获得:

$$\begin{cases} F_x = \bar{q} S C_x + T, F_y = \bar{q} S C_y, F_z = \bar{q} S C_z, \\ L = C_l \bar{q} S B, M = C_m \bar{q} S \bar{c}, N = C_n \bar{q} S B. \end{cases} \quad (5)$$

这里: T 为发动机推力(与油门 t_h 有关), S 为翼面面积, \bar{q} 为动压($\bar{q} = 0.5 \rho V_t^2$), B 为机翼展长, \bar{c} 为平均气动弦长.

1.4 惯导/飞控系统信息与大气参数之间关系

图1所示为惯导/飞控系统信息与大气参数之间的关系,可以看出,通过气动模型和动力学模型,利用控制参数和惯导信息可以获得加速度和角加速度 $(\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R})$ 与大气参数 (α, β, V_t) 之间的函数关系,而惯导同时也可以提供 $(\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R})$.空天飞行器作为未来空间控制与作战中的重要装备,必须确保其攻击精度,定位精度和姿态精度作为攻击精度的基础,通常要求达到米级与角秒级^[16].因此,可以融合惯导和飞控系统两种途径获得的加速度和角加

速度数据,从而获得高精度的大气参数估计。

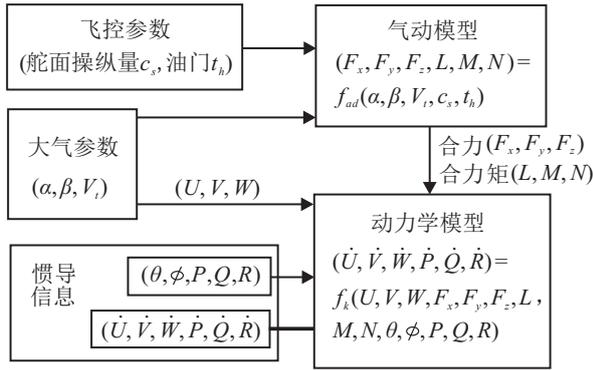


图1 惯导/飞控系统信息与大气参数之间关系

2 本文飞行大气全参数估计算法

本文提出一种融合惯导与飞控系统信息的飞行大气全参数估计算法。该方法以大气参数作为状态量,利用惯导输出加速度建立系统状态方程;并以惯导输出加速度和角加速度作为量测量,基于飞行器气动模型和动力学模型建立系统量测方程;考虑量测方程的非线性特性,采用扩展Kalman滤波对攻角、侧滑角、真空速进行估计,结合气象测量提供的静压、静温,根据传统大气数据系统的原理,参考文献[17]中的求解步骤,可对指示空速、马赫数、总温、总压、高度、高度变化率进行解算,从而获取全面的大气参数。

2.1 状态方程

选取飞机的攻角 α 、侧滑 β 、真空速 V_t 作为状态量,即 $\mathbf{X} = [\alpha, \beta, V_t]^T$ 。由式(2)可知

$$\begin{cases} \alpha = \arctan(W/U), \\ \beta = \arcsin(V/V_t), \\ V_t = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2}. \end{cases} \quad (6)$$

式(6)两边对时间求导,经整理可得状态方程

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, \mathbf{u}_1) + \mathbf{w}. \quad (7)$$

其中: $\mathbf{u}_1 = [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}]^T$ 为输入量; \mathbf{w} 为系统的高斯白噪声; $f(\mathbf{X}, \mathbf{u}_1)$ 的具体形式如下:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \frac{U\dot{W} - W\dot{U}}{U^2 + W^2}, \\ \dot{\beta} = \frac{\cos\beta\dot{V} - \sin\beta\cos\alpha\dot{U} - \sin\beta\sin\alpha\dot{W}}{V_t}, \\ \dot{V}_t = \cos\alpha\cos\beta\dot{U} + \sin\beta\dot{V} + \cos\beta\sin\alpha\dot{W}. \end{cases} \quad (8)$$

2.2 量测方程

飞行器的转动惯量和惯性积已知,利用惯性器件可对飞行器的加速度、角加速度、角速度进行直接测量,并通过惯性导航算法得到实时姿态、地速和位置,根据飞行高度可以获取飞行器所处位置的空气密度。

选取加速度和角加速度作为量测量,即 $\mathbf{Z} = [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}]^T$ 。由于地速与真空速的加速度一致, ($\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}$)可以由惯导直接输出,即惯导可以提供需要的量测信息。将式(3)和(5)代入(4),可得量测方程

$$\mathbf{Z} = h(\mathbf{X}, c_s, t_h, \theta, \phi, P, Q, R) + \mathbf{v}, \quad (9)$$

其中 \mathbf{v} 为量测噪声,是由惯导系统测量噪声引起的。

2.3 扩展Kalman滤波方法

扩展卡尔曼滤波(EKF)是基于—阶泰勒近似对系统模型线性化的非线性滤波方法。EKF的离散化计算方程为

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_{k+1/k} = \hat{\mathbf{X}}_k + f(\hat{\mathbf{X}}_k, \mathbf{u}_1(t_k))T, \\ \mathbf{P}_{k+1/k} = \Phi_{k+1/k} \mathbf{P}_{k+1/k}^T \Phi_{k+1/k}^T + \mathbf{Q}_k, \\ \mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1/k} \mathbf{H}_{k+1}^T (\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1/k} \mathbf{H}_{k+1}^T)^{-1}, \\ \delta \hat{\mathbf{X}}_{k+1} = \mathbf{K}_{k+1} (\mathbf{Z}_{k+1} - h(\hat{\mathbf{X}}_{k+1/k}, \mathbf{u}_2(t_{k+1}))), \\ \hat{\mathbf{X}}_{k+1} = \hat{\mathbf{X}}_{k+1/k} + \delta \hat{\mathbf{X}}_{k+1}, \\ \mathbf{P}_{k+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}) \mathbf{P}_{k+1/k}, \end{cases} \quad (10)$$

其中符号的含义见文献[18]。

3 仿真实验

3.1 飞行器模型

以某飞行器气动模型为例,计算气动参数时,可按照当前攻角、侧滑角以及升降舵偏转量进行查表插值,结合翼展、平均气动弦、真空速等信息解算气动系数与气动力矩系数,具体表达式如下:

$$\begin{cases} C_x = c_1(\alpha, \beta, V_t), C_y = c_2(\alpha, \beta, V_t), \\ C_z = c_3(\alpha, \beta, V_t), C_l = c_4(\alpha, \beta, V_t), \\ C_m = c_5(\alpha, \beta, V_t), C_n = c_6(\alpha, \beta, V_t), \end{cases} \quad (11)$$

其中 $c_i(i = 1, 2, \dots, 36)$ 是括号内变量的非线性函数,与舵面操纵量有关。将式(11)代入(4)和(5),即可得到量测方程的具体形式。

3.2 仿真实验流程

根据某飞行器气动模型进行仿真验证,在飞行包线内进行航迹设置。本文中设置飞行高度为12 192 m,飞行速度为234.84 m/s,按照2°/s的角速度转向,进行飞行器配平。将配平得到的飞行器状态作为初始值,并将得到的飞行控制量持续作用于飞行器,从而得到仿真航迹及相应的理想惯导数据和大气参数。

对飞行控制量、惯导数据、空气密度注入误差,通过本文的大气参数估计算法获取大气参数估计值,并与理想大气参数进行对比,从而对算法效果进行评

价.完整的仿真系统结构如图2所示,包括从飞行器配平、飞行仿真到最后的算法效果评价.其中,将飞行仿真输出的角速度、加速度、角加速度、姿态以及位置作为惯导系统仿真数据,将飞行仿真输出的舵面控制量、发动机推力作为飞控仿真数据.

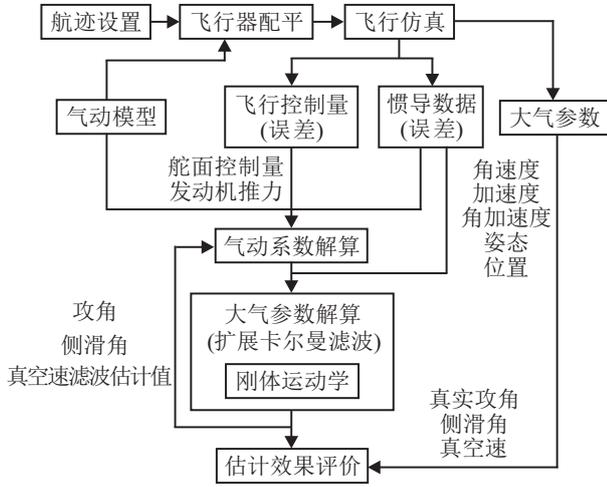


图2 仿真验证结构框图

3.3 仿真结果分析

图3为航迹曲线.飞行控制量、惯导数据、空气密度误差均值皆为0,发动机推力的标准差为133.44 N,舵面偏转量的标准差为0.2°,惯导提供的角加速度标准差为0.01 rad/s²,加速度标准差为0.006 1 m/s²,经度、纬度、高度的标准差分别为9.144 0 m、12.192 0 m、18.288 0 m,姿态标准差为0.000 5 rad,角速度标准差为0.000 1 rad/s,空气密度标准差为0.051 6 kg/m³.仿真时长为400 s,采样周期为0.01 s.

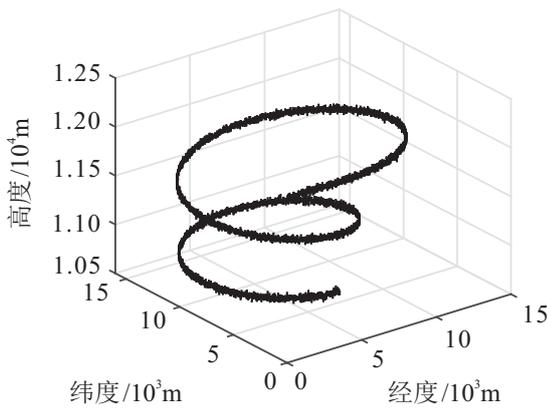


图3 仿真航迹曲线

分别采用EKF和UKF进行滤波估计,40 000次滤波计算的总耗时分别为74.04 s和1 035.31 s,即滤波平均耗时分别为1.85 ms和25.88 ms,UKF的计算量约为EKF计算量的14倍.图4为大气参数解算值与真实值对比曲线,图5为滤波收敛后大气参数解算误差曲线,表1对比了EKF与UKF滤波结果.可以看

出,EKF滤波结果与UKF结果基本一致,从而验证了本文提出的融合惯导与飞控系统信息的飞行大气全参数估计算法的正确性,能够为飞行器提供高精度的大气参数.

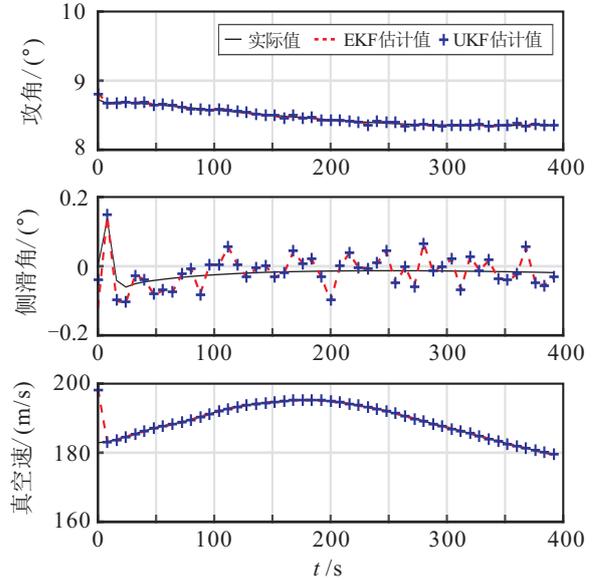


图4 大气参数解算值与真实值对比曲线

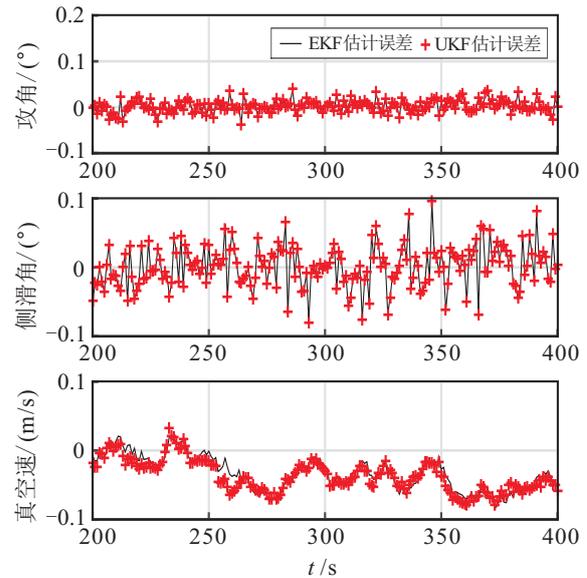


图5 滤波收敛后大气参数解算误差曲线

表1 滤波结果对比

性能指标	EKF估计误差		UKF估计误差	
	均值	标准差	均值	标准差
攻角/(°)	0.002 6	0.014 6	0.002 9	0.014 6
侧滑角/(°)	0.002 0	0.030 9	0.002 2	0.031 0
真空速/(m/s)	-0.033 3	0.025 0	-0.036 7	0.023 1

4 结 论

本文提出了一种融合惯导与飞控系统信息的飞行大气全参数估计算法,可为空天飞行器提供高精度实时大气参数.该方法选取攻角、侧滑角、真空速为状态量,以惯导提供的角加速度、加速度为观测量,基

于攻角/侧滑角的定义、高空大气流动速度稳定的特点,结合飞行器气动模型,构建扩展卡尔曼滤波器,实现攻角、侧滑角、真空速的实时精确估计。仿真结果表明,该方法具有较高的精度、良好的稳定性和鲁棒性,能提高大气数据系统的测量范围和可靠性,有效地适用于全飞行包线下攻角、侧滑角、真空速的测量。

参考文献(References)

- [1] 王宇飞, 吴庆宪, 姜长生, 等. 近空间飞行器的多模型切换控制[J]. 控制与决策, 2012, 27(10): 1452-1458.
(Wang Y F, Wu Q X, Jiang C S, et al. Multi-model switch-ing control for near space vehicle[J]. Control and Decision, 2012, 27(10): 1452-1458.)
- [2] 郭继峰, 傅瑜, 崔乃刚. 三维自主再入制导方法[J]. 控制与决策, 2013, 28(5): 688-694.
(Guo J F, Fu Y, Cui N G. Three dimensional autonomous entry guidance method[J]. Control and Decision, 2013, 28(5): 688-694.)
- [3] Vivek Yadav, Radhakant Padhi, Balakrishnan S N. Robust/optimal temperature profile control of a high-speed aerospace vehicle using neural networks[J]. IEEE Trans on Neural Networks, 2007, 18(4): 1115-1128.
- [4] Adhika Pradipta Lie F, Demoz Gebre-Egziabher. Synthetic air data system[J]. J of Aircraft, 2013, 50(4): 1234-1249.
- [5] Detlef Rohlf, Oliver Brieger, Thomas Grohs. X-31 VECTOR system identification-approach and results[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. Providence, 2004: 4830-4842.
- [6] Ethan Baumann, Joseph W Pahle, Mark C Davis, et al. X-43A flush air data sensing system flight-test results[J]. J of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(1): 48-61.
- [7] 李清东, 陈璐璐, 张孝功, 等. FADS快速智能故障检测和诊断技术[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(10): 2544-2546.
(Li Q D, Chen L L, Zhang X G, et al. Flush airdata sensing system fast intelligent fault detection and diagnosis technology[J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(10): 2544-2546.)
- [8] Stiphen A Whitmore. Reconstruction of the shuttle reentry air data parameters using a linearized Kalman filter[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. Gatlinburg, 1983: 2097-2110.
- [9] Kevin A Wise. Flight testing of the X-45A J-UCAS computational Alpha-Beta system[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. Keystone, 2006: 6215-6229.
- [10] Matthew Rhudy, Trenton Larrabee, Haiyang Chao, et al. UAV attitude, heading, and wind estimation using GPS/INS and an air data system[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. Boston, 2013: 5201-5212.
- [11] Fravolini M L, Pastorelli M, Pagnottelli S, et al. Model-based approaches for the airspeed estimation and fault monitoring of an unmanned aerial vehicle[C]. IEEE Workshop on Environmental Energy & Structural Monitoring Systems(EESMS). Perugia, 2012: 18-23.
- [12] 吕品, 赖际舟, 刘建业, 等. 飞行器气动模型辅助导航方法的研究概况与进展[J]. 控制与决策, 2015, 30(11): 1-7.
(Lv P, Lai J Z, Liu J Y, et al. Overview and progress on study of aircraft aerodynamics model aided navigation method[J]. Control and Decision, 2015, 30(11): 1-7.)
- [13] 吴扬. 虚拟试验风场建模及应用技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学电气工程及自动化学院, 2011.
(Wu Y. Research on modeling and application technologies of wind field in virtual test[D]. Harbin: College of Electrical Engineering and Automation, Harbin Institute of Technology, 2011.)
- [14] Cho Am, Kim Jihoon, Lee Sanghyo, et al. Wind estimation and airspeed calibration using a UAV with a single-antenna GPS receiver and pitot tube[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47(1): 109-117.
- [15] Etkin B. Dynamics of atmospheric flight[M]. New York: Mineola, 2000: 140-142.
- [16] 张承, 熊智, 王融, 等. 直接敏感地平的空天飞行器惯性/天文组合方法[J]. 中国空间科学技术, 2013, 33(3): 64-71.
(Zhang C, Xiong Z, Wang R, et al. New INS/CNS integrated algorithm on aerospace vehicle with directly sensing horizon[J]. Chinese Space Science and Technology, 2013, 33(3): 64-71.)
- [17] 肖建德. 大气数据计算机系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992: 35-40.
(Xiao J D. Air data computer system[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1992: 35-40.)
- [18] 葛泉波, 李文斌, 孙若愚, 等. 基于EKF的集中式融合估计研究[J]. 自动化学报, 2013, 39(6): 816-825.
(Ge Q B, Li W B, Sun R Y, et al. Centralized fusion algorithms based on EKF for multisensor non-linear systems[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(6): 816-825.)

(责任编辑: 李君玲)