

气动模型及导航信息辅助的大气参数估计方法

陆辰^{1,2†}, 李荣冰^{1,2}, 刘建业^{1,2}, 雷廷万³, 郭毅³

(1. 南京航空航天大学江苏省物联网与控制技术重点实验室, 南京 211106; 2. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106; 3. 成都飞机设计研究所, 成都 610041)

摘要: 针对无初始风速信息情况下的虚拟大气数据计算问题, 提出一种气动模型及导航信息辅助的大气参数粗精两级估计方法. 利用飞行器气动模型下的动力学方程, 建立与风速直接相关的导航传感器测量模型; 采用非线性最小二乘优化方法对风速进行一级估计, 并作为滤波初始值; 利用扩展卡尔曼滤波, 对风速进行二级估计, 进而实现大气参数的实时精确估计. 实验结果表明, 所提方法具有较高的收敛速度和估计精度, 可提高大气数据系统的测量范围和可靠性, 适用于全飞行包线下攻角、侧滑角、真空速的测量.

关键词: 大气数据系统; 风速估计; 导航系统; 气动模型; 扩展卡尔曼滤波

中图分类号: V241

文献标志码: A

Air data estimation method aided by aerodynamic model and navigation information

LU Chen^{1,2†}, LI Rong-bing^{1,2}, LIU Jian-ye^{1,2}, LEI Ting-wan³, GUO Yi³

(1. Jiangsu Key Laboratory of Internet of Things and Control Technologies, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China; 2. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China; 3. Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610041, China)

Abstract: Aiming at virtual air data estimation without initial wind velocity, a two-step air data estimation method aided by the aerodynamic model and navigation information is proposed. On the foundation of dynamic equations with the aerodynamic model, the measuring model of navigation sensors directly relate to wind speed is established. The nonlinear least squares optimization algorithm is used to estimate the wind speed roughly, and take the estimation as initial value. The precise estimate of wind speed is achieved with the extended Kalman filter(EKF). Based on the wind estimation, the real-time and high accuracy estimation of air data is realized. The simulation results show that, this algorithm has higher convergence speed and estimation accuracy, and improves the air data system's measurement range and reliability, which can apply to the measuring of true air speed, angle of attack and sideslip within full flight envelope.

Keywords: air data system; wind speed estimation; navigation system; aerodynamic model; EKF

0 引言

真空速、攻角和侧滑角是重要的大气参数, 对这些参数的精确测量对于飞行器的飞行效率及安全操纵至关重要^[1]. 例如, 真空速用来定义安全操纵的最小速度(失速速度)和飞行器出现结构损伤的最大速度, 攻角和侧滑角则用来保证飞行器不会工作在不可恢复的状态. 由于真空速、攻角和侧滑角的测量是安全飞行的基本保障条件, 在飞行器上需要为真空速、攻角和侧滑角配备冗余的测量系统^[2].

虚拟大气数据系统(VADS)通过计算机算法, 利

用现有的机载信息, 为飞行器增加了一套新的大气数据测量方法. VADS采用数学模型替换物理硬件, 能够以较低的成本获得大气数据的可靠估计, 其最大的优点是不依赖传统的大气数据测量装置, 消除了传统大气数据系统安装位置的限制和气流扰动的影响, 可以应用到大攻角、高速机动、跨大气层飞行等传统大气数据系统难以有效工作的场合. 另外, VADS与传统大气数据系统之间的相对独立性在很多应用场合具有极大的优势, 例如VADS除了可以为传统大气数据系统提供一套备份系统外, 还可以增强对传统大

收稿日期: 2017-01-13; 修回日期: 2017-05-02.

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).

责任编委: 关治洪.

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

气数据系统的故障诊断和隔离能力。

在20世纪80年代就已经有学者提出不完全依赖大气数据传感器的攻角、侧滑角估计算法,由于计算能力的限制,当时的方法基本都是对攻角和侧滑角分开处理。例如Zeis^[3]提出了采用两个独立的估计器,一个在线实时估计攻角,一个用于攻角、侧滑角的飞行后估计,其计算模型中利用了真空速、升力系数和IMU测量值,真空速需要传统大气数据系统提供,攻角和侧滑角的估计精度则较大程度上由升力系数模型的准确度和IMU测量值的质量决定。而后,Myschik等^[4]在Zeis方法的基础上,结合攻角运动学模型,利用一个互补滤波器来增加系统带宽;Wise^[5]则基于扩展Kalman滤波理论,以飞行器运动方程作为状态方程,利用惯性导航系统(INS)提供的俯仰角、滚转角和IMU输出来估计攻角和侧滑角。

飞行器气动参数模型提供了控制舵面、大气参数与飞行器受力及力矩之间的关系,结合飞行器动力学模型可预测飞行器运动状态,通常这种运动状态由导航系统提供。因此,利用气动参数模型来辅助飞行器导航^[6],利用导航信息辅助大气参数估计^[7],或者利用导航信息与大气参数来估计气动参数模型^[8]是实现导航系统、大气数据系统、气动参数模型测量的新思路,已得到了广泛关注^[9]。由于地速是风速与真空速的矢量和,有学者利用三者之间的几何关系,通过先估计风速的方式进一步获得大气参数估计^[10-12]。

利用气动参数模型与大气参数之间的关系可以实现虚拟大气数据的计算。例如,Lie等^[13]利用INS、GPS和飞行器动力学模型,提出了一种虚拟大气数据计算的两级级联滤波方法,第一级滤波器用来处理INS/GPS的组合导航,第二级滤波器用来估计真空速、攻角、侧滑角和风速。与文献[3-5,12]中的方法相比,其最大的优势在于不再需要真空速的测量值。Fravolini等^[14]采用类似的虚拟大气数据计算方案,并在此基础上实现了大气数据系统的冗余配置与错误检测。

文献[13]中的方法需要为所采用的非线性滤波器提供一个较为准确的滤波初值,滤波初始值误差较大会导致较慢的滤波收敛速度、较大的估计误差,甚至导致滤波器发散。初始的风速通常利用风场模型获得,其误差依赖于风场模型的精度以及当地风场的变化情况。本文主要解决无初始风速信息情况下的虚拟大气数据计算问题,以提高滤波器收敛速度和保证较高的估计精度。

针对无初始风速信息情况下的虚拟大气数据计算问题,本文采用粗精两级估计结构,利用粗估计提

供精度较好的初始值,精估计则采用EKF获得精确实时估计,粗估计得到的初始值一方面可防止EKF因线性化误差较大引起的发散,另一方面可提高滤波收敛速度。在粗估计部分,利用气动模型(动力学模型)、导航信息与大气数据之间的关系,建立与风速直接相关的导航传感器测量模型,并结合非线性最小二乘Levenberg-Marquardt算法获得风速的粗估计值。与文献[13]相比,本文所提出的粗精两级估计方法能够解决无初始风速信息情况下的虚拟大气数据计算问题,同时采用风速的两个水平分量作为状态量,相比文献[13]中的15维状态量,极大地减少了计算量。对比实验的结果验证了本文方法的有效性。

1 气动模型与导航信息关系分析

气动模型描述的是飞行器气动力和气动力矩与飞行器舵面及飞行器大气参数(包括攻角、侧滑角、真空速等)之间的关系,导航系统则提供了飞行器的运动状态参数(惯性系下的位置、速度、姿态等)^[15]。本节将建立气动模型下的飞行器动力学模型,并分析大气参数与运动状态参数之间的关系。

1.1 气动模型下的飞行器动力学方程

考虑飞行器在惯性坐标系下的运动,满足以下动力学方程组(包括线运动和角运动):

$$\begin{cases} \dot{u} = rv - qw - g \sin \theta + F_x/m, \\ \dot{v} = pw - ru + g \cos \theta \sin \psi + F_y/m, \\ \dot{w} = qu - pv + g \cos \theta \cos \psi + F_z/m, \\ \dot{p} = c_1 M_x + c_2 M_z + c_3 qr + c_4 pq, \\ \dot{q} = c_5 M_y + c_6 pr + c_7 (p^2 - r^2), \\ \dot{r} = c_2 M_x + c_8 M_z + c_9 pq + c_4 qr. \end{cases} \quad (1)$$

其中: $(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ 为机体坐标系下的加速度和角加速度; (u, v, w, p, q, r) 为机体坐标系下的地速和角速度; $(\cdot)_x$ 、 $(\cdot)_y$ 、 $(\cdot)_z$ 为向量的3个分量; $c_i (i = 1, 2, \dots, 9)$ 为常数,与飞行器惯性矩有关,具体形式可参考文献[16]; $(F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z)$ 为飞行器的外力(含发动机推力,不含重力)和力矩,可根据空气动力学和飞行器气动参数进行求解,具体形式如下:

$$\begin{cases} F_x = \bar{q} S C_x + F_T, F_y = \bar{q} S C_y, F_z = \bar{q} S C_z; \\ M_x = C_l \bar{q} S B, M_y = C_m \bar{q} S \bar{c}, M_z = C_n \bar{q} S B. \end{cases} \quad (2)$$

$F_T = \delta_T T_{\max}$ 为发动机推力,与油门开度 δ_T 有关, T_{\max} 为发动机最大推力; S 为翼面面积; $\bar{q} = 0.5 \rho V_T^2$ 为动压, ρ 为大气密度, V_T 为真空速的模; B 为机翼展长; \bar{c} 为平均气动弦长; $(C_x, C_y, C_z, C_l, C_m, C_n)$ 为气动模型系数,可通过风洞实验获得,与 V_T 、攻角 α 、侧

滑角 β 、角速度 (p, q, r) 、 δ_T 、副翼偏转 δ_a 、升降舵偏转 δ_e 、方向舵偏转 δ_r 、襟翼偏转 δ_f 有关,一般为非线性函数关系,可根据具体飞行器的气动系数曲线插值计算获得。

可以看出, $(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ 直接受当前飞行器大气参数(包括真空速、攻角和侧滑角)影响,因此可利用这种关系对大气参数进行推算;而对于 $(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w})$,则可直接利用导航系统获得。另外,导航系统还可以提供 (p, q, r) ,通过微分可以进一步获得 $(\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ 。

1.2 大气参数与地速、风速的关系

飞行器上的真空速和地速是在两个不同的坐标系下测量的,真空速、地速和风速满足如下的关系:

$$\mathbf{V}_T^B = \mathbf{V}_G^B - \mathbf{V}_W^B = \mathbf{V}_G^B - \mathbf{C}_N^B \mathbf{V}_{W_y}^N. \quad (3)$$

其中: $(\cdot)^N$ 表示导航坐标系,即当地地理坐标系(北东地); $(\cdot)^B$ 表示机体坐标系,即机头、机翼向右、向下; \mathbf{V}_G 表示地速, \mathbf{V}_W 表示风速, \mathbf{V}_T 表示真空速, $\mathbf{V}_G^B = (u, v, w)^T$; \mathbf{C}_N^B 表示姿态变换矩阵,文中所有的向量均为列向量。

根据真空速、攻角、侧滑角的定义,可将真空速3个分量表示为

$$\begin{cases} V_{Tx}^B = V_T \cos \beta \cos \alpha, \\ V_{Ty}^B = V_T \sin \beta, \\ V_{Tz}^B = V_T \cos \beta \sin \alpha. \end{cases} \quad (4)$$

同样的,可根据真空速的3个分量求解出真空速、攻角和侧滑角,具体如下:

$$\begin{cases} V_T = \sqrt{(V_{Tx}^B)^2 + (V_{Ty}^B)^2 + (V_{Tz}^B)^2}, \\ \alpha = \tan^{-1}(V_{Tz}^B/V_{Tx}^B), \\ \beta = \sin^{-1}(V_{Ty}^B/V_T). \end{cases} \quad (5)$$

因为飞行器飞行速度远大于紊流速度及其变化量,飞过相当长的距离所需时间很短,所以紊流速度的改变足够小,可以忽略不计^[17]。短时间内风速可视为常值,且风速在垂向方向的分量可视为0,即 $\dot{V}_{W_x}^N = 0, \dot{V}_{W_y}^N = 0, V_{W_z}^N = 0$ 。若获取风速信息,则可结合地速,根据式(3)和(5)实现大气参数的解算。

2 风速粗估计方法

2.1 导航信息与风速的函数关系建模

利用式(1)和(2),并结合飞行器气动参数模型,可获得 $(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ 与大气参数 (V_T, α, β) 的非线性函数关系,记为

$$(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}) = f_1(V_T, \alpha, \beta). \quad (6)$$

结合式(3)和(5),可获得大气参数 (V_T, α, β) 与风速 $(V_{W_x}^N, V_{W_y}^N, 0)$ 之间的关系,记为

$$(V_T, \alpha, \beta) = f_2(V_{W_x}^N, V_{W_y}^N). \quad (7)$$

利用式(6)和(7),可获得导航参数 $(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ 与风速水平分量 $(V_{W_x}^N, V_{W_y}^N)$ 的非线性函数关系,即

$$(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}) = f_1(f_2(V_{W_x}^N, V_{W_y}^N)). \quad (8)$$

根据该函数关系,利用导航系统提供的 $(u, v, w, p, q, r, \dot{u}, \dot{v}, \dot{w})$ 等导航参数,以及气动模型提供的 $(C_x, C_y, C_z, C_l, C_m, C_n)$ 与 (V_T, α, β) 的函数映射关系,可求解出风速水平分量 $(V_{W_x}^N, V_{W_y}^N)$ 。由于有测量噪声以及模型不确定因素的存在,由式(8)所求解出的风速只是一个粗略值,而该粗略值可作为初始值,用于后续的滤波估计。

2.2 气动模型及导航信息辅助风速粗估计方法

将由式(8)求取 $(V_{W_x}^N, V_{W_y}^N)$ 看成非线性最小二乘问题,即目标函数可以表示为

$$\min_{\mathbf{x}} f(\mathbf{x}) = \frac{1}{2}(\mathbf{y} - h(\mathbf{x}))^T(\mathbf{y} - h(\mathbf{x})). \quad (9)$$

其中: $\mathbf{x} = (V_{W_x}^N, V_{W_y}^N)$, $\mathbf{y} = (\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ 。

对上述目标函数进行仿真,设定风速水平分量为 $(10 \text{ m/s}, 0)$,计算式(9)中的目标函数 $f(\mathbf{x})$ 在真实值附近的函数值,不考虑其他参数(包括速度、角速度、加速度、角加速度等)的测量噪声,则目标函数对于风速的函数值曲线如图1所示。可以看出,目标函数在真实值附近的曲面满足凸优化条件,可利用梯度下降的方式快速稳定地获得最小值。

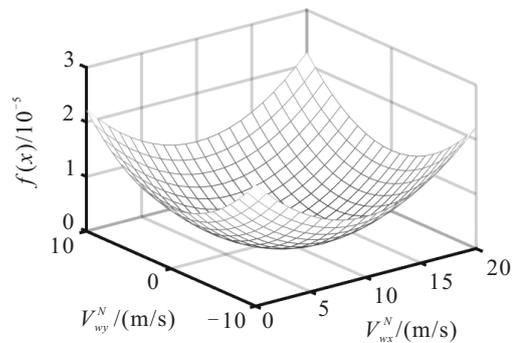


图1 导航参数与风速的函数关系

对于上述问题,通常可采用非线性最小二乘LM方法,其迭代过程如下:

$$\mathbf{x}_{j+1} = \mathbf{x}_j - (\mathbf{J}_j^T \mathbf{J}_j + \mu \mathbf{I})^{-1} \mathbf{J}_j^T \mathbf{r}(\mathbf{x}_j). \quad (10)$$

其中: $\mathbf{r}(\mathbf{x}) = \mathbf{y} - h(\mathbf{x})$, j 为迭代次数, μ 为阻尼因子, \mathbf{J}_j 为 $h(\mathbf{x})$ 在 \mathbf{x}_j 处的Jacobian矩阵。

2.3 关于Jacobian矩阵的求解

由式(8)可知, $h(\mathbf{x})$ 在 \mathbf{x} 处的Jacobian矩阵为

$$\frac{\partial h(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} = \frac{\partial f_1(\mathbf{Y})}{\partial \mathbf{Y}} \frac{\partial f_2(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}}, \quad (11)$$

其中 $\mathbf{Y} = (V_T, \alpha, \beta)$ 。对于等式(11)右边第1部分,由式(1)和(2)可得

$$\frac{\partial f_1(\mathbf{Y})}{\partial \mathbf{Y}} = \begin{bmatrix} \frac{\bar{q}S}{m} \frac{\partial C_x}{\partial \mathbf{Y}} \\ \frac{\bar{q}S}{m} \frac{\partial C_y}{\partial \mathbf{Y}} \\ \frac{\bar{q}S}{m} \frac{\partial C_z}{\partial \mathbf{Y}} \\ \bar{q}SB \left(c_1 \frac{\partial C_l}{\partial \mathbf{Y}} + c_2 \frac{\partial C_n}{\partial \mathbf{Y}} \right) \\ \bar{q}S\bar{c}c_5 \frac{\partial C_m}{\partial \mathbf{Y}} \\ \bar{q}SB \left(c_8 \frac{\partial C_l}{\partial \mathbf{Y}} + c_9 \frac{\partial C_n}{\partial \mathbf{Y}} \right) \end{bmatrix} \quad (12)$$

其中 $\frac{\partial C_i}{\partial \mathbf{Y}} = \left[\frac{\partial C_i}{\partial V_T} \quad \frac{\partial C_i}{\partial \alpha} \quad \frac{\partial C_i}{\partial \beta} \right]$, 表示气动参数模型下气动系数对大气参数 (V_T, α, β) 的偏微分, 可由气动参数模型计算获得, i 表示 x, y, z, l, m, n 中任意一项.

对于等式(11)右边第2部分, 由式(3)~(5)可得

$$\frac{\partial f_2(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} = -\mathbf{A} \cdot \mathbf{C}_N^B \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (13)$$

其中

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha & \sin \beta & \cos \beta \sin \alpha \\ -\frac{\sin \alpha}{V_T \cos \beta} & 0 & \frac{\cos \alpha}{V_T \cos \beta} \\ -\frac{\cos \alpha \sin \beta}{V_T} & \frac{\cos \beta}{V_T} & -\frac{\sin \alpha \sin \beta}{V_T} \end{bmatrix}$$

式(13)即为 (V_T, α, β) 对风速 (V_{Wx}^N, V_{Wy}^N) 的偏微分.

3 气动模型及导航信息辅助的大气参数估计方法

图2所示为本文提出的气动模型及导航信息辅助的大气参数估计方法框图, 在上一节的基础上, 利用风速的粗估计结果作为滤波初始值, 以风速作为状态量, 导航系统输出的加速度及角加速度作为量测信息, 对风速进行滤波估计, 进而利用导航系统输出的地速来求解真空速、攻角和侧滑角. 下面介绍图中的风速EKF滤波算法.

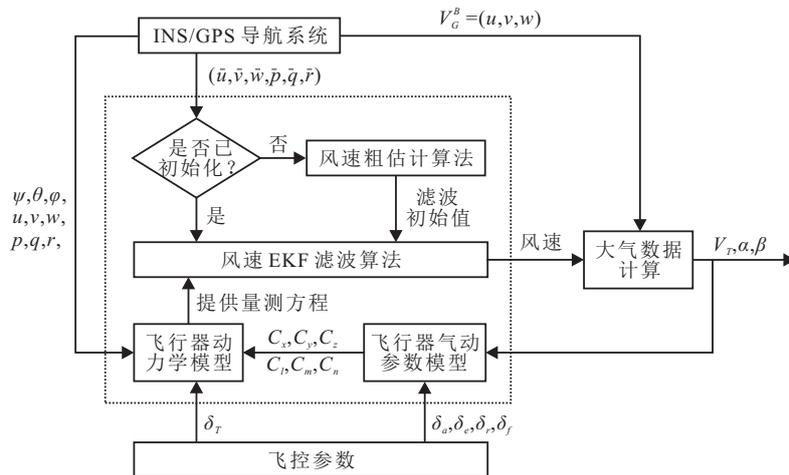


图2 气动模型及导航信息辅助的大气参数估计方法

3.1 以风速为状态量的状态方程

以风速为状态量建立状态方程. 考虑离散化过程, 有

$$\mathbf{X}_k = \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1} \quad (14)$$

其中: k 和 $k-1$ 表示采样时刻, \mathbf{w}_{k-1} 表示 $k-1$ 时刻的过程噪声.

3.2 以导航信息为量测量的量测方程

以导航系统提供的 $\mathbf{Z} = (\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ 为观测量, 建立如下的量测方程:

$$\mathbf{Z}_k = h(\mathbf{X}_k) + \mathbf{v}_k \quad (15)$$

其中: 函数 $h(\cdot)$ 由式(8)提供, \mathbf{v}_k 为 k 时刻观测噪声.

3.3 基于EKF的风速估计算法

考虑到式(15)的非线性, 采用EKF设计风速滤波器. 考虑 \mathbf{w}_{k-1} 和 \mathbf{v}_k 为高斯白噪声, 其协方差矩阵分

别为 \mathbf{Q}_{k-1} 和 \mathbf{R}_k , 则基于式(14)和(15)的EKF滤波方程组如下:

$$\begin{cases} \mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{P}_k + \mathbf{Q}_{k-1}, \\ \mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \\ \hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - h(\hat{\mathbf{X}}_{k-1})), \\ \mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T, \end{cases} \quad (16)$$

其中 \mathbf{H}_k 为 $h(\mathbf{X})$ 在 \mathbf{X}_k 处的 Jacobian 矩阵, 计算方法见 2.3 节.

4 实验及结果分析

4.1 实验流程

采用某型飞行器进行数字仿真, 建立该飞行器的气动参数模型、非线性动力学模型. 实验时, 首先分

析风速粗估计误差与测量噪声之间的关系,然后对比分析无粗估计初始化的EKF滤波方法(记为WXY)与本文提出的粗精两级估计的EKF滤波方法(记为WXY2).另外,为了进一步对比说明本文所提方法的性能,加入以 (V_T, α, β) 为状态量的EKF滤波方法,记为VAB(参考文献[13]),该方法的量测方程与式(15)类似.

实验流程如下:1)根据气动/动力学模型及控制舵面参数,进行飞行仿真,生成理想导航、大气数据;2)在控制舵面以及导航参数加入测量噪声后,输入到大气数据估计算法中,获得大气数据的估计值;3)将估计值与理想大气数据对比,测试算法估计误差.实验过程中分别采用WXY、WXY2和VAB对大气数据进行估计,对比分析3种算法的估计误差.

4.2 风速粗估计实验及结果分析

为了分析姿态角、角速度、角加速度、速度、加速度等导航参数以及油门开度、控制舵面等飞控参数的测量噪声对风速粗估计结果的影响,设定 $N_1 \sim N_4$ 等多种噪声情况(如表1所示),设定姿态角、角速度、角加速度、加速度的噪声标准差依次为 $10''$, $10''/s$, $10''/s^2$, $0.01m/s^2$.考虑导航系统速度测量误差相对较大, $N_1 \sim N_3$ 分别设置了不同的噪声水平,为了考量飞控参数噪声的影响, N_4 设置了较大的飞控参数噪声.非线性最小二乘LM算法的参数如下:数值允许误差为 10^{-15} ,自变量允许误差为 10^{-5} ,最大迭代次数为100,阻尼因子 μ 为0.01.

表1 不同情况下的噪声标准差

编号	速度/(m/s)	油门开度/%	控制舵面/(°)
N_1	0.1	1	0.1
N_2	0.01	1	0.1
N_3	1	1	0.1
N_4	0.1	5	0.5

设定真实风速为 $(10\text{ m/s}, 0)$,初始风速误差为 $(-5\text{ m/s}, 5\text{ m/s})$.采用Monte Carlo实验,在每种噪声强度下仿真100次,计算风速粗估计值的平均误差及标准差.实验考虑了表1所示的4种噪声水平,对应的风速粗估计误差统计特性如表2所示.

表2 不同噪声水平下的风速粗估计误差统计特性 m/s

噪声水平编号	平均值	标准差	最大值
N_1	0.6513	0.5140	0.5140
N_2	0.1268	0.0891	0.3930
N_3	5.9468	4.3331	20.4437
N_4	0.6385	0.4657	2.3270

从 $N_1 \sim N_3$ 的结果对比可以看出,粗估计的误差随着噪声的增大逐渐增大,而对于速度标准差为 0.1 m/s 、油门开度标准差为 5% 、控制舵面标准差为 0.5° 的噪声水平,风速估计误差平均值为 0.6385 m/s ,可获得有效的粗估计结果.

4.3 大气参数估计实验及结果分析

设计大气参数估计实验,实验时,飞行器处于平飞状态,数据采样率为 10 Hz ,共处理 60 s 时长的数据.采用表1中 N_4 噪声水平,对WXY、WXY2滤波结果进行对比,其风速估计结果如图3所示.

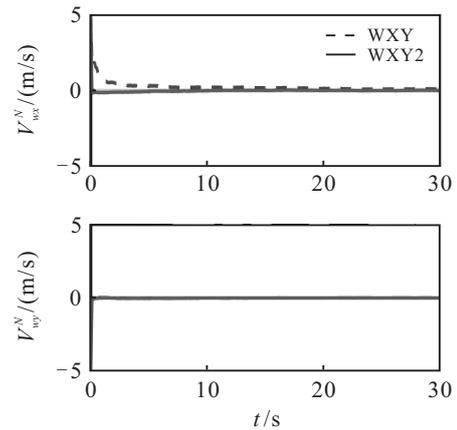


图3 对比有无粗估计初始化的风速滤波器

从图3可以看出,无粗估计初始化的EKF滤波与本文提出的采用粗精两级估计的EKF滤波稳定后的估计值基本一致,但后者在第一时刻就能够获得较高的精度,而前者则需要一段时间来收敛和稳定.

为了进一步评估本文方法的优势,与VAB滤波的结果进行对比,采用相同的噪声水平,对比误差曲线如图4所示,3个方法稳定后(30s~60s区间)的误差统计结果如表3所示.

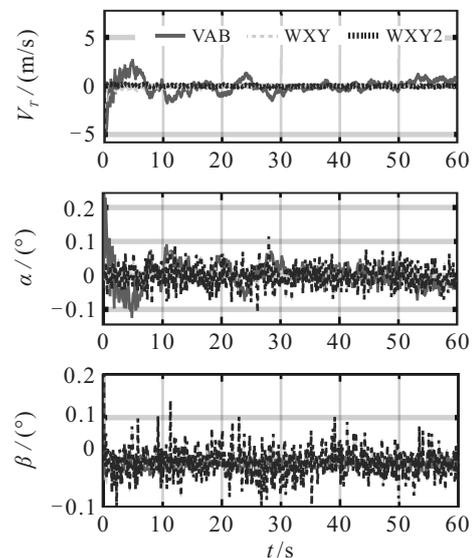


图4 大气参数估计误差曲线对比

表3 3种滤波器稳定后的统计特性对比

滤波方法	误差平均值			误差标准差		
	$V_T/(m/s)$	$\alpha/(\circ)$	$\beta/(\circ)$	$V_T/(m/s)$	$\alpha/(\circ)$	$\beta/(\circ)$
VAB	0.1068	-0.0814	-0.0247	0.4079	0.1060	0.1050
WXY	-0.0052	-0.0018	-0.0018	0.0235	0.0298	0.0298
WXY2	0.0008	0.0006	0.0007	0.0095	0.0313	0.0313

可以看出,收敛最快的是两级估计方法,在真空速的估计精度上,采用风速作为状态量的滤波方法的精度要优于VAB滤波方法,而在攻角和侧滑角的估计精度上,3者基本相当.可以得出结论:粗精两级估计方法具有较高的估计精度,能够明显提高滤波器的收敛速度.

5 结论

本文提出了一种新的气动模型及导航信息辅助的大气参数粗精两级估计方法,解决了在无初始风速信息情况下的虚拟大气数据计算问题,可为空天飞行器提供高精度实时的大气参数.本文方法建立了以风速为状态量、以导航系统提供的加速度和角加速度为测量值的测量模型,并采用非线性最小二乘LM方法获得风速的粗略估计;进一步结合扩展卡尔曼滤波算法,实现了真空速、攻角、侧滑角的实时精确估计.实验结果表明,所提方法具有较高的收敛速度和估计精度,有效提高了大气数据系统的测量范围和可靠性.

未来的工作需要研究风速的时变特性对本文方法的影响,并在本文研究的基础上进一步设计可跟踪时变稳定的风速滤波器,同时可考虑采用大气风场预估模型作为辅助信息源,融合多种信息提高计算大气数据系统的可靠性和精度.

参考文献(References)

- [1] 周国昌,李清东,郭阳明.一种高精度的嵌入式大气数据传感系统算法[J].西北工业大学学报,2014,32(3): 351-355.
(Zhou G C, Li Q D, Guo Y M. A highly precise flush air-data sensing system algorithm[J]. J of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(3): 351-355.)
- [2] 李其畅,刘劲帆,刘昕,等.嵌入式大气数据三点解算方法初步研究[J].空气动力学学报,2014,32(3): 360-363.
(Li Q C, Liu J F, Liu X, et al. The primary study of 3-point calculation method for the flush air data system[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2014, 32(3): 360-363.)
- [3] Zeis J E. Angle-of-attack and sideslip estimation using inertial reference platform[D]. Wright-Patterson AFB: Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, 1988: 80-84.
- [4] Myschik S, Holzapfel F, Sachs G. Low-cost sensor based integrated airdata and navigation system for general

- aviation aircraft[C]. Proc of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Hawaii: AIAA, 2008: 1-21.
- [5] Wise K A. Flight testing of the X-45A J-UCAS computational A-B system[C]. Proc of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Colorado: AIAA, 2006: 1-14.
- [6] 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(12): 2113-2120.
(Lyu 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(12): 2113-2120.)
- [7] Karlgaard C D, Kutty P, Schoenberger M. Coupled inertial navigation and flush air data sensing algorithm for atmosphere estimation[J]. J of Spacecraft and Rockets, 2017, 54(1): 128-140.
- [8] Chowdhary G, Jategaonkar R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter[J]. Aerospace Science and Technology, 2010, 14(2): 106-117.
- [9] Rhudy M, Larrabee T, Chao H Y, et al. UAV attitude, heading, and wind estimation using GPS/INS and an air data system[C]. AIAA Guidance Navigation and Control Conf. Boston: AIAA, 2013: 1-11.
- [10] Nebula F, Palumbo R, Morani G, et al. Virtual air data system architecture for space reentry applications[J]. J of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(4): 818-828.
- [11] Nebula F, Palumbo R, Morani G. Virtual air data: A fault-tolerant approach against ADS failures[C]. AIAA Infotech Aerospace Conf. Boston: AIAA, 2013: 1-14.
- [12] Cho A, Kim J, Lee S, 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.
- [13] Lie F A P, Egziabher G D. Synthetic air data system[J]. J of Aircraft, 2013, 50(4): 1234-1249.
- [14] 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: IEEE, 2012: 18-23.
- [15] Wenz A, Johansen T A, Cristofaro A. Combining model-free and model-based angle of attack estimation for small fixed-wing UAVs using a standard sensor suite[C]. Int Conf on Unmanned Aircraft Systems. Arlington: IEEE, 2016: 624-632.
- [16] Etkin B. Dynamics of atmospheric flight[M]. New York: Dover Publications, 2000: 121-195.
- [17] Sharifi A R, Nobahari H. Multiple model filters applied to wind model estimation for a fixed wing UAV[C]. The 7th Int Conf on Mechanical & Aerospace Engineering. London: IEEE, 2016: 109-115.