光流/惯导多传感器信息融合方法

刘小明 陈万春 邢晓岚 殷兴良

（北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191）（空军装备研究院总体所，北京 100076）（中国航天科工集团公司，北京 100830）

摘 要：将光流传感器多点布置在弹体上，建立了纵向平面内的弹体运动学模型和光流传感器量测模型，利用离散卡尔曼滤波器对光流信息和速率陀螺信息进行融合，估计弹体的高度、姿态和速度信息，并利用估计信息进行了超低空飞行的高度控制仿真，仿真结果表明：利用多个光流传感器和一个速率陀螺，可以准确地、实时地估计出弹体的高度、垂直速度、俯仰角、俯仰角速度和攻角等信息，并可利用这些信息实现导弹的超低空突防任务.

关 键 词：光流；光流传感器；信息融合；卡尔曼滤波器；超低空突防

中图分类号：V 249.122

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2012)05-0620-05

Optical flow/INS multi-sensor information fusion

Liu Xiaoming Chen Wanchun

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Xing Xiaolan

(System Analysis Institute, Air Force Armament Research Academy, Beijing 100076, China)

Yin Xingliang

(China Aerospace Science & Industry Corp, Beijing 100830, China)

Abstract: Several optical flow sensors were mounted dispersedly on a missile airframe. The airframe kinematics model in the vertical plane and the optical flow sensor measurement model were established. Discrete-time Kalman filters were used to fuse the optical flow data and rate gyroscope data, and estimate the altitude, attitude and velocity of the airframe. A very-low altitude-holding flight simulation was then implemented based on these estimations. The simulation results indicate that several optical flow sensors and a rate gyroscope can be used to estimate the altitude, vertical velocity, pitching angle, pitching angular velocity and attack angle exactly and real-time. These estimations can help to implement very-low penetration missions.

Key words: optical flow; optical flow sensor; information fusion; Kalman filter; very-low penetration

昆虫在移动时，周围环境的亮度模式在视网膜上形成一系列连续变化的图像，这一系列连续变化的信息不断“流过”视网膜，好像是一种光的“流”，故称这种图像亮度模式的表观运动为光流. 国外的某些实验室，已经研制出了光流传感器的物理样机，并利用光流传感器实现了 UAV 的自主避障[1]、等高飞行[2]、自动着陆[3]、风速估计[4]、目标检测[5]和空中悬停[6]，这些技术在军事领域如空中支援、低空突防等方面将有非常重要的应用价值.

光流的测量值与光流传感器的姿态、高度和速度耦合，同时光流传感器具有体积小、重量轻、功耗低、可组网的特点，于是本文考虑将多个光流传感器固联在导弹弹体上，结合弹载速率陀螺，利用多传感器的信息融合技术，实现对导弹姿态和光流信息的估计，并利用估计信息实现导弹的超低空突防任务.

信息融合是将来自多个传感器或多源的信息

收稿日期：2011-01-26；**网络出版时间**：2012-05-22 16:23

网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120522.1623.024.html

作者简介：刘小明(1982－)，男，山东东营人，博士生，yuhang@sa.buaa.edu.cn.

进行综合处理,从而得到更为准确、可靠的结论,达到更好地了解对象的目的[7]. 由于飞行器上的信息融合必须实时进行,并且不具备大量数据存储能力,所以可以在计算机上实时运行的离散型卡尔曼滤波算法是一个合适的选择.

卡尔曼滤波(Kalman filter)对非线性系统的处理主要有两种方法:EKF(Extend Kalman Filter)法和 UKF(Unscented Kalman Filter)法. EKF 是将非线性模型用泰勒级数展开法做线性化处理,然后利用线性卡尔曼滤波算法做处理,由于 EKF 是对最佳估计的一阶近似,存在对高阶项的截断误差,当系统呈现强非线性时,EKF 的估计精度偏低,严重时甚至导致滤波发散;UKF 是对非线性函数的概率密度分布进行近似,而不是对非线性函数进行近似,较好地克服了 EKF 算法的不足[8].

1　多传感器布置及其简化模型

一种光流传感器在弹体上的全方位布置方案如图 1 所示. 光流传感器可以测得弹体前方、侧方、下方、上方甚至后方的全方位的光流信息,这些信息为全面估计弹体所处的周边环境提供了依据.

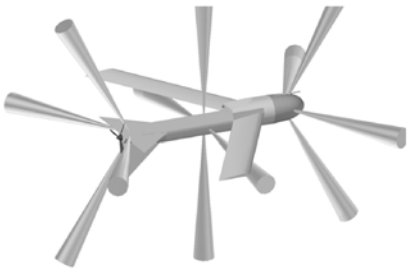


图 1　光流传感器在弹体上的全方位布置

为了降低问题的复杂程度,简化系统数学模型,现仅研究弹体纵向平面内的运动,并作出如下假设:

1) 导弹周围环境的质地纹理是杂乱的,光流是可测的;

2) 每个光流传感器都能正常工作,它们的输出含有量测噪声,但不存在完全错误的野值;

3) 光流传感器的视场角很小,测得的信息为镜头轴线上的光流信息;

4) 导弹在做超低空巡航,仅在纵向平面内运动,弹道倾角非常小;

5) "瞬时平衡"假设是成立的.

基于以上假设,可得弹体纵向平面内的线化扰动运动学方程[9]为

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}\\ \dot{\vartheta}\\ \ddot{\vartheta}\\ \dot{h}\\ \ddot{h}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}a_{11}&0&1&0&0\\0&0&1&0&0\\a_{31}&0&0&0&0\\0&0&0&0&1\\a_{51}&0&0&0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha\\ \vartheta\\ \dot{\vartheta}\\ h\\ \dot{h}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}b_{11}\\0\\b_{31}\\0\\b_{51}\end{bmatrix}\delta_z+\boldsymbol{\omega}(t) \tag{1}$$

式中,α 为攻角;ϑ 为俯仰角;δ_z 为舵偏角;h 为弹体质心高度;$\boldsymbol{\omega}(t)$ 为白噪声过程;$E[\boldsymbol{\omega}(t)]=\mathbf{0}$;$E[\boldsymbol{\omega}(t)\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}(\tau)]=\boldsymbol{q}\delta(t-\tau)$;$\boldsymbol{q}$ 为 $\boldsymbol{\omega}(t)$ 的方差强度阵.

根据文献[10]和文献[11]中给出的某巡航导弹具体参数,可以解得 $a_{11}=-2.083$, $a_{31}=-6.019\,988$, $a_{51}=83.129\,9$, $b_{11}=-0.017\,5$, $b_{31}=5.924\,5$, $b_{51}=1.318$. 将以上数据代入式(1)并将其离散化,得到离散弹体运动方程:

$$\boldsymbol{X}_k=\boldsymbol{\Phi}\boldsymbol{X}_{k-1}+\boldsymbol{B}u_{k-1}+\boldsymbol{W}_{k-1} \tag{2}$$

其中

$$\boldsymbol{X}_k=[\alpha(t_k)\quad\vartheta(t_k)\quad\dot{\vartheta}(t_k)\quad h(t_k)\quad\dot{h}(t_k)]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{\Phi}=\begin{bmatrix}1-2.083T_s&0&T_s&0&0\\0&1&T_s&0&0\\-6.019\,988T_s&0&1&0&0\\0&0&0&1&T_s\\83.129\,9T_s&0&0&0&1\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}=[-0.017\,5T_s\quad 0\quad 5.924\,5T_s\quad 0\quad 1.318T_s]^{\mathrm{T}}$$

$u_k=\delta_z(t_k)$;$\boldsymbol{W}_k$ 为系统激励噪声序列;且 $E[\boldsymbol{W}_k]=\mathbf{0}$. $\mathrm{Cov}[\boldsymbol{W}_k,\boldsymbol{W}_j]=E[\boldsymbol{W}_k\boldsymbol{W}_j^{\mathrm{T}}]=\boldsymbol{Q}_k\delta_{kj}$;$T_s$ 为采样周期;$\boldsymbol{Q}_k$ 为系统噪声序列的方差阵,其求解方法参见文献[12].

接下来设法建立光流量测方程.

根据光流的定义和图 2 中所示的几何关系,可得出光流的表达式为

$$f=\frac{v\cos^2\theta}{D}+\omega \tag{3}$$

式中,v 为光流传感器的水平速度;D 为光流传感器距离地面的高度;θ 为光轴与竖直方向的夹角;ω 为光流传感器的旋转速度.

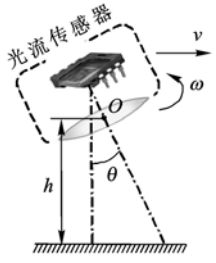


图 2　光流传感器测量关系图

假设纵向平面内安装 m 个光流传感器,第 i 个传感器相对于弹体质心的安装位置为 d_i,相对于弹体纵轴的安装角为 φ_i,如图 3 所示.

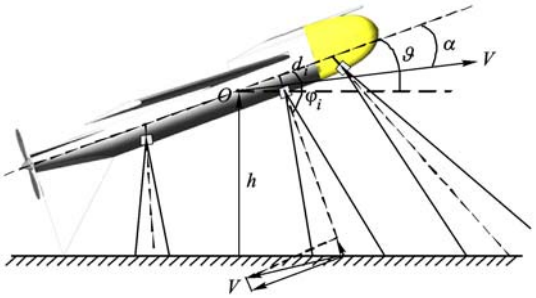


图 3 光流传感器在纵向平面内的布置图

图中,ϑ 为弹体俯仰角,h 为弹体质心的高度,α 为攻角,V 为导弹相对于地面的速度. 忽略弹体直径,由几何关系可以得出第 i 个光流传感器的量测方程为

$$f_i = \frac{V\sin(\varphi_i - \alpha)\sin(\varphi_i - \vartheta)}{h + d_i\sin\vartheta} + \dot{\vartheta} \quad (4)$$

而弹体俯仰角速度 $\dot{\vartheta}$ 可由弹载速率陀螺测出,故系统量测方程为

$$\boldsymbol{Z} = [\dot{\vartheta} \quad f_1 \quad f_2 \quad \cdots \quad f_m]^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{\nu}(t) \quad (5)$$

式中,$\boldsymbol{\nu}(t)$ 为量测噪声,假设其均值为 $\boldsymbol{0}$ 的白噪声;即 $E[\boldsymbol{\nu}(t)] = \boldsymbol{0}$,且 $E[\boldsymbol{\nu}(t)\boldsymbol{\nu}^{\mathrm{T}}(\tau)] = \boldsymbol{r}\delta(t-\tau)$;$\boldsymbol{r}$ 为 $\boldsymbol{\nu}(t)$ 的方差强度阵.

2 基于 EKF 和 UKF 的信息融合

2.1 EKF 法

对量测方程(5)进行线化和离散化处理,并初始条件设置如下.

驱动噪声强度阵:

$$\boldsymbol{q} = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.01 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.01 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1 \end{bmatrix}$$

量测噪声强度阵:

$$\boldsymbol{r} = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.1 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{P}_0 = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1 \end{bmatrix}$$

$$\hat{\boldsymbol{X}}_0 = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 10 \quad 0]^{\mathrm{T}}$$

导弹速度大小 $V = 200$ m/s;采样周期 $T_s = 0.01$ s,弹体上安装 3 个光流传感器,安装角 φ_i 分别为 60°,90°和 120°,安装位置 d_i 分别为 0.5 m,0 m 和 −0.5 m.

假设控制量始终为 0,即舵偏角 $\delta_z \equiv 0$,得到的仿真结果如图 4 所示.

图 4 表明,EKF 可以融合安装在弹体的不同位置的多个光流传感器和一个速率陀螺的信息,实现对导弹攻角、俯仰角速度、飞行高度和高度变化率的估计,对俯仰角速度的估计偏差相对比较大,但俯仰角速度是由速率陀螺直接测量给出的,之所以出现较大偏差,是由于速率陀螺的测量噪声太大,可以通过提高陀螺的测量精度来提高俯仰角速度的估计精度.

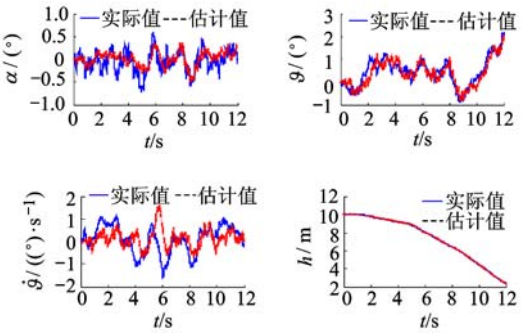


图 4 EKF 对状态变量的估计效果

现在令控制量 $\delta_z = 0.2\sin(\pi t + \pi/2)$,使导弹在竖直平面内做起伏运动,测试估计值对真实值的跟踪性能,得到的仿真结果如图 5 所示. 图 5 表明,EKF 不但可以准确地估计系统的状态变量,其算法的实时性能也非常好,估计值相对于真实值来讲,几乎没有滞后,这一点保证了 EKF 可以在实际工程中得到实时的应用.

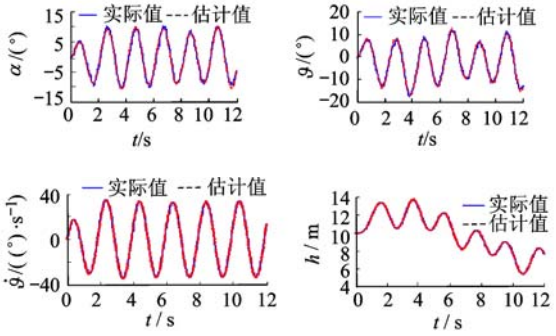


图 5 导弹起伏运动时的 EKF 融合性能

2.2 UKF 法

根据 UKF 算法条件,只对量测方程(5)进行离散化处理即可. 由于系统状态维数和系统噪声维数均为 5,量测方程的维数为 4,故增广状态向

量的维数为 $L=5+5+4=14$,Sigma 点的采样策略选用对称采样,其个数为 $2L+1=29$.

初始条件设置如下:Sigma 点采样时,比例参数取 0.5;$\boldsymbol{P}_0=\begin{bmatrix}0.1&0&0&0\\0&0.1&0&0\\0&0&0.1&0\\0&0&0&0.1\end{bmatrix}$,此处不取 $\boldsymbol{P}_0=\boldsymbol{0}$,是为了防止下一步求 $(n+\lambda)P_x$ 的平方根时进行 Cholesky 分解产生奇异;其他初始条件与 EKF 法中相同,不再一一列出.

假设控制量始终为 0,即舵偏角 $\delta_z\equiv 0$,得到的仿真结果如图 6 所示.

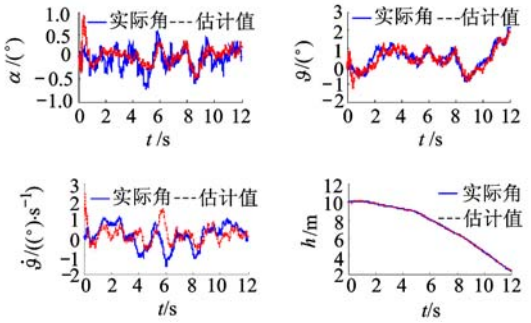


图 6　UKF 对状态变量的估计效果

图 6 表明,跟 EKF 一样,UKF 也可以对系统状态进行准确的估计. 在估计的初期,UKF 收敛比较慢,并且有比较大的震荡;UKF 收敛之后,其估计性能与 EKF 相当,对系统的状态估计与 EKF 的估计值几乎完全一致. 现在令控制量 $\delta_z=0.2\sin(\pi t+\pi/2)$,使导弹在竖直平面内做起伏运动,测试估计值对真实值的跟踪性能,得到的仿真结果如图 7 所示. UKF 几乎是无滞后、无偏差地、完美地跟踪了实际状态变量的变化.

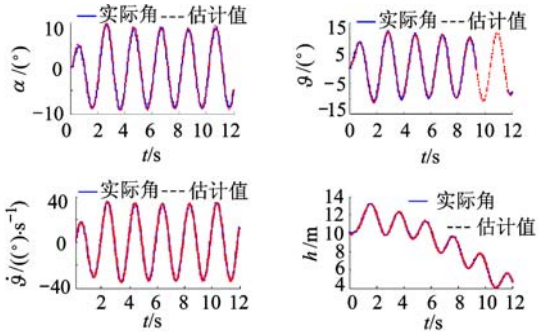


图 7　导弹起伏运动时的 UKF 融合性能

在本算例中,UKF 的计算量要比 EKF 多得多,当仿真步长设置为 0.01 s 时,对于 12 s 的仿真时间,UKF 法需要耗时 3.93 s,而 EKF 仅需 0.48 s,前者是后者的 8 倍多,这是因为量测方程结构形式复杂,需要占用很多 CPU 时间,在每一步估计循环中,EKF 都只需要计算 1 次量测方程的导数即可,而 UKF 则需要计算 29 次量测方程,因为共有 29 个 Sigma 点要计算,这导致了 UKF 的计算量要远大于 EKF 的计算量.

3　超低空突防算例

由上一节仿真可知,UKF 在估计精度上与 EKF 相当,但由于量测方程的复杂性,导致 UKF 的实时性要远低于 EKF,所以本节将使用 EKF 作为信息融合算法,估计导弹的状态信息,实现纵向平面内的高度控制,以期证明光流传感器在超低空突防中的应用价值.

假设驱动噪声为 $\boldsymbol{0}$,将式(1)简写成标准的状态空间形式:

$$\dot{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{AX}+\boldsymbol{Bu}\tag{6}$$

$\mathrm{rank}[\boldsymbol{B}\quad\boldsymbol{AB}\quad\boldsymbol{A}^2\boldsymbol{B}\quad\boldsymbol{A}^3\boldsymbol{B}\quad\boldsymbol{A}^4\boldsymbol{B}]=4<5$,系统不完全可控. 经计算,系统存在 3 个 $\boldsymbol{0}$ 极点,为使系统稳定或渐近稳定,需要设计状态反馈阵,将系统的极点配置到 s 平面的左半平面,实现系统的镇定. 通过线性变换将系统按能控性分解为

$$\left.\begin{aligned}\tilde{\boldsymbol{A}}&=\boldsymbol{TAT}'\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_{\mathrm{nc}}&\boldsymbol{0}\\\boldsymbol{A}_{21}&\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}\end{bmatrix}\\\tilde{\boldsymbol{B}}&=\boldsymbol{TB}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}\\\boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}\end{bmatrix}\\\tilde{\boldsymbol{C}}&=\boldsymbol{CT}'=[\boldsymbol{C}_{\mathrm{nc}}\quad\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}]\end{aligned}\right\}\tag{7}$$

式中,$\boldsymbol{T}$ 为正交变换阵;下标 nc 表示不可控,c 表示可控. 此分解可由 Matlab 中的 ctrbf 命令完成.

经过计算,完全不能控子系统$\langle\boldsymbol{A}_{\mathrm{nc}}\quad\boldsymbol{0}\quad\boldsymbol{C}_{\mathrm{nc}}\rangle$是渐近稳定的. 于是,原系统是可以通过线性状态反馈镇定下来的. 下面,需要对完全能控子系统$\langle\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}\quad\boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}\quad\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\rangle$进行极点配置.

任取 4 个期望极点为$[-7,-5,-2,-i,-2+i]$,计算得状态反馈阵增益矩阵 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{c}}=[0.6267\quad-0.8319\quad6.2029\quad2.293]$,于是可使原系统镇定下来的状态反馈矩阵为[13]

$$\boldsymbol{K}=[\boldsymbol{0}\quad\boldsymbol{K}_{\mathrm{c}})\boldsymbol{T}=$$
$$[4.4340\quad4.4353\quad2.2980\quad0.3497\quad0.2884](°)$$

以 EKF 对状态的估计值作为状态反馈,搭建导弹高度控制模型如图 8 所示.

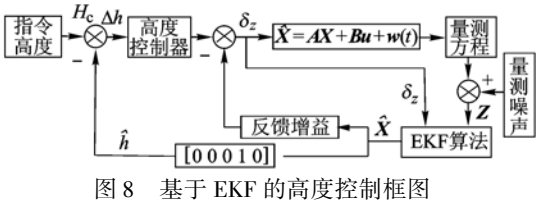


图 8　基于 EKF 的高度控制框图

高度控制器可设计成一个 PI 控制器,其中比例系数 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{p}}=0.8$,积分系数 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{i}}=0.4$,舵偏角限制在 ±30°之内,初始指令高度为 10 m,第 5 s 时刻将指令高度按指数规律下调到 5 m,时间常数为 2 s,仿真结果如图 9 所示. 导弹可以无超调、无静差地跟踪高度指令,进行安全地超低空飞行,高度最终可以控制在期望高度的 ±0.5 m 之内,它证明了高度控制器的有效性,也同时证明了前文中传感器的布置、EKF 算法的可行性.

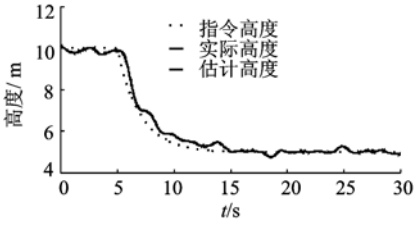


图 9 基于 EKF 的高度控制效果图

4 结 论

本文研究了布置在弹体上的多个光流传感器与速率陀螺的数据融合问题,建立了纵向平面内的弹体运动学模型和光流传感器量测模型,分别使用 EKF 和 UKF 对量测信息进行了融合,对系统状态信息进行了估计,利用估计信息进行了超低空飞行的高度控制仿真,仿真结果证明了量测模型、融合算法和高度控制器的可行性.

建立系统模型时的假设条件比较多,未来还有很多问题需要研究,主要包括:①当一个传感器失效时,如何判别、剔除错误数据,重新构建量测方程,提高数据融合的纠错能力;②三维情况下全方位的光流融合问题;③光流传感器与其他弹载传感器的数据融合问题;④地形复杂时光流信息的有效性;⑤光流信息在导航、导引、乃至自动着陆、自动对接中的应用.

光流传感器作为一种新颖的信息量测工具,在民用领域已经有了很多应用案例,它在航天、军事领域的潜在应用值得做进一步的研究和探讨.

参考文献(References)

[1] Stefan H, Gaurav S S, Peter C, et al. Combined optic-flow and stereo-based navigation of urban canyons for a UAV[C]//2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Albera, Canada: [s. n.], 2005: 3309 – 3316

[2] Andres E O, Natasha N N. Object detection and avoidance using optical techniques in uninhabited aerial vehicles [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton Head, Soth Carolina: [s. n.], 2007

[3] Barber D B, Griffiths S R, McLain T W, et al. Autonomous landing of miniature aerial vehicles[J]. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, 2007, 4(5): 770 – 784

[4] Andres F R, Evan A, Justin M B, et al. Wind estimation using an optical flow sensor on a miniature air vehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton Head, South Carolina: [s. n.], 2007: 20 – 23

[5] Yoko W, Patrick F. Air-to-ground target tracking in a GPS-denied environment using optical flow estimation [C]//AIAA Guidance, navigation, and Control Conference. Chicago, Ilinois: [s. n.], 2009

[6] Hugo R, Sergio S, Rogelio L. Real-time stabilization of an eight-rotor UAV using optical flow[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2009, 25(4): 809 – 817

[7] 胡圣波. 火箭飞行测量数据多尺度融合处理的理论及应用研究[D]. 重庆大学自动化学院, 2006: 1 – 2
Hu Shengbo. The theory and applications study for multiscale data fusion from measurement of launch vehicle [D]. College of Automation, Chongqing University, 2006: 1 – 2 (in Chinese)

[8] 潘泉, 杨峰, 叶亮. 一类非线性滤波器——UKF 综述[J]. 控制与决策, 2005, 20(5): 481 – 489
Pan Quan, Yang Feng, Ye Liang. Survey of a kind of nonlinear filters—UKF[J]. Control and Decision, 2005, 20(5): 481 – 489 (in Chinese)

[9] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 390 – 393
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Flight dynamics of aero vehicles [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 390 – 393 (in Chinese)

[10] 黄显林, 周建锁, 王永富. 巡航导弹最优地形跟踪 H_∞ 控制器设计[J]. 航天控制, 1999, 17(1): 29 – 35
Huang Xianlin, Zhou Jiansuo, Wang Yongfu. Design of optimal terrain-following H_∞ controller for a cruise missle[J]. Aerospace Control, 1999, 17(1): 29 – 35 (in Chinese)

[11] 黄显林, 周建锁, 赵永闯, 等. 基于 H_∞ 优化的地形跟踪鲁棒控制器设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2000, 32(2): 114 – 117
Huang Xianlin, Zhou Jiansuo, Zhao Yongchuang, et al. Optimal design of robust controller for terrain-following based on H_∞ [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2000, 32(2): 114 – 117 (in Chinese)

[12] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M] 西安: 西北工业大学出版社, 1998: 42 – 48
Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. Kalman filters and integrated navigation theory[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1998: 42 – 48 (in Chinese)

[13] 赵明旺, 王杰, 江卫华. 现代控制理论[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2007: 193 – 261
Zhao Mingwang, Wang Jie, Jiang Weihua. Modern control theory [M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology University Press, 2007: 193 – 261 (in Chinese)

(编 辑:张 嵘)