

计算机测量与控制.2016.24(6) Computer Measurement & Control

文章编号:1671-4598(2016)06-0161-03 DOI:10.16526/j. cnki. 11-4762/tp.2016.06.044 **中图分类号:**TP274

文献标识码:A

低成本无人机姿态解算研究

马 敏,许中冲,常辰飞

(中国民航大学 航空自动化学院,天津 300300)

摘要:针对小型四旋翼无人机姿态解算数据精度低、缺少余度控制、易发散等问题,提出一种基于 GPS、三轴陀螺仪加速度计、三 轴磁力计的随机加权自适应滤波算法估计无人机姿态;建立四旋翼无人机姿态旋转矩阵,搭建加速度计和磁力计获取无人机姿态信息的 模型,以及采用四元数解算法的陀螺仪定姿解算模型;采用随机加权自适应估计法,依据多元函数求极值定理,在保证总体均方差最小 的情况下导出最优随机加权因子,进而解算出姿态角信息,提高四旋翼无人机姿态解算滤波精度与稳定性;仿真与试验结果表明:随机 加权自适应滤波与平均值滤波算法相比解算精度更高,输出结果更平稳,且无人机各项预期功能均能正常实现,能够满足四旋翼无人机 自主飞行的需要。

关键词: 姿态解算; 多传感器数据融合; 随机加权; 无人机

Low Cost UAV Attitude Algorithm Research

Ma Min, Xu Zhongchong, Chang Chenfei

(Aviation Institute of Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to improve the drawbacks of low accuracy, lack of redundancy and divergence that occurred in the attitude calculation of micro quadrotor unmanned aerial vehicle (UAV), a random weighted adaptive filter algorithm is proposed based on GPS, 3-axis gyroscope-accelerometer and 3-axis magnetometer, to estimate the UAV attitude. A Four rotor UAV attitude rotation matrix is established, A model for obtaining the attitude information of UAV with accelerometer and magnetometer, and Attitude calculation model of gyroscope sensor u-sing four element method. By randomly weighted adaptive estimation method, based on the multiple function extremum theorem, in ensuring the overall variance under the condition of minimum to derive the optimal random weighting factor, and then calculate the attitude information, improve the quadrotor UAV attitude estimation filtering accuracy and stability. The simulation and experimental results show that the random weighting adaptive filtering and the average filtering algorithm are more accurate and more stable, and the expected function of the UAV can be realized, which can meet the needs of the autonomous flight of the quadrotor UAV.

Keywords: attitude algorithm; multi-sensor data fusion; random weighted; UAV

0 引言

四旋翼无人机 (unmanned aerial vehicle, UAV) 可以实 现倒飞、急转弯等机动飞行特点具有很广阔的应用前景,是当 前各大科研单位的研究热点^[1-2]。姿态信息的精度与可靠性是 实现无人机自主飞行的前提条件,随着科学技术的快速发展, 飞行器定姿理论和技术取得了显著进步^[3]。

目前,常用的定姿传感器有陀螺仪、磁力计、GPS等。 但陀螺仪易产生温漂、磁力计易受外部磁场干扰等,因此单个 传感器很难得到相对准确的姿态角信息^[4]。为了解决这类问题,进行多传感器信息融合,能够提高信号估计的精度。

多传感器信息融合通过整合多元信息的优点提高信息精 度。文献[5]采用卡尔曼滤波算法进行数据融合解算出姿态 角信息,有效的消除了测量白噪声,抑制了陀螺仪的漂移,但 主要适用于噪声为高斯分布的线性系统,且量测方程为线性 的,而实际导航系统则是非高斯噪声、非线性系统。文献[6] 采用直接加权的方法将传感器信息进行加权平均得到融合值,

收稿日期:2015-11-30; 修回日期:2016-01-19。

基金项目: 天津市应用基础与前沿技术研究计划 (13JCYBJC39000)。

作者简介:马 敏(1971-),女,安徽霍邱人,教授,主要从事航空发 动机状态监测及故障诊断、电学成像技术、航空无损检测技术及新型传 感器等方向的研究。 适用于动态系统但精度较低。

针对三轴加速度计陀螺仪、三轴磁力计及 GPS 建立的姿态测量系统,建立其特征模型,利用随机加权自适应滤波的方法对采集的数据进行融合。该方法既能提高被处理漂移信号的精度又能充分利用各个权因子所占的比重,提高动态系统的定位解算精度,实验证明了所提算法的有效性和正确性。

1 系统构成

该四旋翼无人机采用三轴陀螺仪加速度计、三轴磁力计、 GPS构成多传感器姿态测量系统,实现无人机的姿态测量功 能,构成图如1所示。



通过对三轴加速度计、三轴磁力计的信息进行相关反三角 函数处理可以得到无人机静止或匀速运动状态下的俯仰角、滚 转角和偏航角;三轴陀螺仪的输出即为四旋翼的滚转角速率, 俯仰角速率和偏航角速率,通过相应的解算方法可以得到无人 机的姿态角信息。系统将前两者的数据与后者的数据进行随机 加权自适应滤波,获得最终的姿态角信息。 $-\cos\theta\cos\psi -$

计算机测量与控制

 $-\sin\theta\cos\gamma$

 $\sin\gamma$

(6)

针对加速度计只能测量静态或匀速运动物体重力加速度的 问题,采用 GPS 数据与加速度计信息进行融合补偿运动加速 度信息,测得机动状态下无人机的机体加速度。

2 姿态源值获取

2.1 坐标转换和姿态角原理

无人机的姿态角由偏航(yaw),滚转(roll),俯仰 (pitch)3个角来表示。为了表示无人机姿态信息,建立了两 个坐标系:导航坐标系(n系)采用东北天坐标系,机体坐标 系(b系)。姿态解算就是计算机体坐标系相对于导航坐标系 的运动情况。将导航坐标系绕其3个轴依次旋转相应的偏航角 φ 、俯仰角 γ 和滚转角 θ 就可以得到姿态旋转矩阵 C_{π}^{h} ,依其中 一旋转顺序得到其表达式如式(1)所示:

$$\mathbf{c}_n = \\ \mathbf{c}_n =$$

 $\left[\sin\theta\cos\psi + \cos\theta\sin\gamma\sin\psi \quad \sin\theta\sin\psi - \cos\theta\sin\gamma\cos\psi \quad \cos\theta\cos\gamma\right]$ (1)

机体坐标系到导航坐标系的姿态旋转矩阵 $C_b^r = (C_n^r)^T$,简化表示如下:

$$\boldsymbol{C}_{b}^{n} = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix}$$
(2)

机体坐标系下的物体相对于导航坐标系运动的姿态角可解 算得:

$$\begin{cases} \psi_{\pm} = \tan^{-1}\left(-\frac{T_{12}}{T_{22}}\right) \\ \theta_{\pm} = \tan^{-1}\left(-\frac{T_{31}}{T_{33}}\right) \\ \gamma_{\pm} = \sin^{-1}\left(T_{32}\right) \end{cases}$$
(3)

其中俯仰角的真值域为 (-90° , 90°), 偏航角 ϕ 和滚转角 θ 的真值可通过真值表判断^[7]。

2.2 加速度计/磁力计姿态解算

三轴加速度计和三轴磁力进行定姿的好处在于其不受初始 位置限制,误差不随时间积累。其姿态解算情况可根据机体相 对导航坐标系有无相对运动有两种情况,可通过设置门限值 ζ = $(a_x^b)^2 + (a_y^b)^2 + (a_z^b)^2 - g^2$ 来判断。由图 1 可知,当其处于 运动状态时用 GPS 数据来进行加速度补偿完成最终姿态解算。 当无人机处于静止或匀速运动时有 $a^n = [a_x^n \quad a_y^n \quad z_n]^T = C_b^n \cdot a^b = C_b^n \cdot [a_x^b \quad a_y^b \quad z_n]^T$,结合式 (1)通过加速度计得到无人 机的俯仰角和滚转角分别为:

$$\begin{cases} \gamma = -\arcsin(\frac{a_y}{g}) \\ \theta = \arctan(\frac{a_z^h}{a_z^h}) \end{cases}$$
(4)

经过磁标定后的三轴磁力可获得无人机的偏航角。当机体 处于任意姿态时,保持偏航角不变,将磁强计的输出投影到水 平面上(令姿态旋转矩阵中 $\varphi = 0$ 即可),则有机体坐标系磁 力计输出 m^{\flat} 到水平面的投影 m^{\flat} 为:

$$\psi = \tan^{-1}(\frac{m_y^s}{m_x^s}) = \arctan(\frac{m_x^b \sin\theta \sin\gamma + m_y^b \cos\gamma - m_z^b \cos\theta \sin\gamma}{m_x^b \cos\theta + m_z^b \sin\theta})$$

2.3 陀螺仪定姿

除采用加速度计/磁力计的方法定姿外,可以用陀螺仪完成无人机的姿态解算。针对坐标系旋转矩阵利用陀螺仪进行姿态解算的方法有多种。考虑到参数个数以及计算量方面的优势设计中采用四元数法完成低空低动态实时姿态解算^[8]。

依惯性导航姿态四元数理论,设四元数 $q = (q_0 q_1 q_2 q_3)^T$,其与机体坐标系下的陀螺仪测量值存在如下关系:

$$\mathbf{q} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}_{b} \cdot \boldsymbol{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\boldsymbol{\omega}_{x}^{b} & -\boldsymbol{\omega}_{y}^{b} & -\boldsymbol{\omega}_{z}^{b} \\ \boldsymbol{\omega}_{x}^{b} & 0 & \boldsymbol{\omega}_{z}^{b} & -\boldsymbol{\omega}_{y}^{b} \\ \boldsymbol{\omega}_{y}^{b} & -\boldsymbol{\omega}_{z}^{b} & 0 & -\boldsymbol{\omega}_{x}^{b} \\ \boldsymbol{\omega}_{z}^{b} & \boldsymbol{\omega}_{y}^{b} & -\boldsymbol{\omega}_{x}^{b} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{q}_{1} \\ \boldsymbol{q}_{2} \\ \boldsymbol{q}_{3} \end{bmatrix}$$
(7)

常用的四元数微分方程求解方法有旋转矢量法、和龙格库 塔法以及泰勒展开式法^[9-10],实际应用中根据控制器精度与更 新时间的考虑可以采用单子样、多子样旋转矢量法,一阶、二 阶、四阶龙格库塔法。当陀螺仪的输出为角度增量时多采用旋 转矢量法,而 MEMS 三轴陀螺仪输出为角速率形式,鉴于设 计中使用的 STM32 微控制器采用二阶龙格库塔法求解四 元数。

$$q(t+T) = q(t) + (k_{1} + k_{1}) \frac{T}{2}$$

$$k_{1} = Q_{b}(t) \cdot q(t)$$

$$k_{2} = Q_{b}(t+T) \cdot [q(t) + k_{1} \cdot T]$$
(8)

式中, T 为采样周期。

每个周期对解算的四元数进行规范化处理(处理表达式为 $q = q/\sqrt{(q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2)}$),处理后的四元数与姿态转换矩 阵 C_b 的关系式为:

$$\boldsymbol{C}_{b}^{a} = \begin{bmatrix} 1 - 2q_{2}^{2} - 2q_{3}^{2} & 2(q_{1}q_{2} - q_{0}q_{3}) & 2(q_{1}q_{3} + q_{0}q_{2}) \\ 2(q_{1}q_{2} + q_{0}q_{3}) & 1 - 2q_{1}^{2} - 2q_{3}^{2} & 2(q_{2}q_{3} - q_{0}q_{1}) \\ 2(q_{1}q_{3} - q_{0}q_{2}) & 2(q_{2}q_{3} + q_{0}q_{1}) & 1 - 2q_{1}^{2} - 2q_{2}^{2} \end{bmatrix}$$

在每个周期 T 获得陀螺仪的角速率输出,通过求解微分 方程获得姿态四元数 q,从而可以确定姿态转换矩阵 C^{*},通 过式 (3)就可以通过陀螺仪求的姿态角。

3 随机加权自适应滤波法姿态融合定姿

3.1 融合算法理论导出

对于图 1 中的无人机定姿系统而言,姿态角的获得方法有 前面分析的两种:一种是陀螺仪导出姿态信息,二是由加速度 计、磁力计解算姿态角。陀螺仪不受无人机运动状态、飞行环 境的磁场影响动态性能良好,但陀螺仪存在漂移误差,且随着 工作时间的增加将出现严重失真。而磁力计与加速度计组合定 姿则在动态与磁场干扰下出现姿态角解算的严重偏差,故采用 姿态融合定姿是一个十分必要的解决方案。数据融合能提高系 统的容错率、抗干扰能力与动态性能,常用的信息融合方法有 卡尔曼滤波^[11-12]、梯度下降法^[13-14],设计中采用自适应滤波 中的随机加权法进行无人机姿态融合解算。

设有 N 个传感器对同一个变量进行测量,各传感器的方 差分别为 $\sigma_i = (i = 1, 2, 3, ..., n)$,估计量真值设为 X,各传 感器的测量值为 X_i (i = 1, 2, 3, ..., n) 且各测量值相互独立均 为 X 的无偏估计。随机加权自适应估计的基本思想是:在保 证总体均方差 σ^2 最小的情况下,依据各传感器的测量信息找 出最优随机加权因子 v_i (i = 1, 2, 3, ..., n),使得真实值 X 的 估计 $\hat{X} = \sum_{i=1}^{n} v_i \cdot X_i$ 最优^[15]。该描述等价表达式为: (min $\sigma^2 = F[(X - \hat{X})^2]$

$$\begin{cases} \min \sigma^{*} = E_{\lfloor} (X - X)^{*} \rfloor \\ \sum_{i=1}^{n} v_{i} = 1 \end{cases}$$
(10)

对于均方差 σ^2 ,因为 X_i (i = 1, 2, ..., n)相互独立,且为 X 的无偏估计,所以总方差可以表示为:

$$\sigma^2 = E[(X - \hat{X})^2] = E[\sum_{i=1}^n v_i^2 (X - X_i)^2] = \sum_{i=1}^n v_i^2 \sigma_i^2$$
(11)

想求的总体均方差 σ^2 最小时的权系数 v_i ,由多元函数求 极值定理(拉格朗日定理),可知式(10)有解时,最优随机 加权因子为:

$$\hat{v}_i = \frac{1}{\sigma_i^2} \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_i^2}, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n$$
 (12)

由式(12)知要想求的最优随机加权因子 \hat{v}_i ,需求的每 个传感器的均方差 $\sigma_i^2(i = 1, 2, 3, ..., n)$ 。其相应值可以根据 各传感器的测量值,依据文献 [16] 实现均方差在线自适应估 计的目的。各传感器的均方差 $\sigma_i^2(i = 1, 2, 3, ..., n)$ 计算方 法为:

$$\sigma_i^2 = Y_{ii} - Y_{ij} \tag{13}$$

$$\int Y_{ii} = \frac{1}{k} \sum_{z=1}^{k} X_i(z) \cdot X_i(z) = \frac{k-1}{k} Y_{ii}(k-1) + \frac{1}{k} X_i(k) \cdot X_i(k)$$
(14)

$$Y_{ij} = \frac{1}{k} \sum_{z=1}^{k} X_i(z) \cdot X_i(z) = \frac{k-1}{k} Y_{ij}(k-1) + \frac{1}{k} X_i(k) \cdot X_i(k)$$
(15)

求出 Y_{ii} 和 Y_{ij} 就可以计算出各传感器的均方差 σ_i^2 。从而求出随机加权因子,最后求出待测量 \hat{X} 。

3.2 导航融合算法流程

各传感器的数据经过初始标定矫正、滤波、补偿等处理 后,由三轴陀螺仪采用四元数法导出的姿态角 $X_i = (\varphi_i \quad \gamma_i \quad \theta_i)^T$ 与加速度计和磁力计解算姿态角 $X_j = (\varphi_i \quad \gamma_i \quad \theta_i)^T$ 。利用以上随机加权自适应滤波估计的运算步骤为:

1) 采用式(14)、(15) 推算出 K 采样时刻的 Y_{ii} 和 Y_{ij};

2) 利用式 (13) 求出 K 采样时刻的 σ_i^2 和 σ_j^2 ;

3) 根据式 (12) 求出 K 时刻两种姿态解算结果的最优随 机加权因子 \hat{v}_i ;

4) 根据加权法可得到最优估计量 $\hat{X} = (\phi \ \gamma \ \theta)^T$ 。

4 实验结果分析

图 2 给出了 Matlab 中模拟两组姿态信息,采用随机加权 在线自适应滤波得到的曲线图,仿真数据选定两组不相干的零 均值白噪声进行模拟,其方差分别取为 0.005、0.03,待估量 为 X=0.55,取 400 个点的采样数据进行模拟。表 1 给出了两 种方法的输出平均值和方差值。



表1 模拟带噪信号融合测试结果

	随机加权融合法	平均加权法
平均值	0.549 9	0.548 4
方差	0.001 1	0.002 5

通过对比图 2 以及表 1 可知,两组数据经过随机加权自适 应滤波融合后的结果比采用平均值法输出结果变化幅度小,估 计值的方差小,即前者能提供更加有效的数据融合方法。

实验中将无人机固定在高精度惯导测试平台上,对其进行 验证飞行实验。微控制器采用 STMF32F405,采集三轴陀螺仪 加速度计、三轴磁力计(采用 I2C 总线接口读取传感器数据) 及 GPS(采用串口通信采集数据)的信息进行姿态解算,姿 态解算周期为 30 ms,得到的姿态角拖过串口与上位机进行通 讯,通过上位机软件可以获得姿态角的实时解算值。测试时先 进行转台归零使姿态角回到相对基准,然后进行静态测试(让 转台沿一个方向做匀速运动到一定的角度)和动态测试。动态 测试时设定测试平台内框(俯仰角)、中框(滚转角)分别以 的幅度和 0.5 Hz 的频率做正弦摆动,设定测试平台的外框 (偏航角)以的幅度和 0.2 Hz 的频率做正弦摆动。表 2 为随机 采样下姿态数据的静、动态误差性能指标,图 3 为动态测试下 采集到的俯仰角、滚转角、偏航角绘制的曲线图。

表 2 转台测试姿态角性能指标

泊 未	静态		动态			
庆左	Pitch	Roll	Yaw	Pitch	Roll	Yaw
均值/ (°)	-0.028	0.030	-0.367	-0.315	0.494	1.308
均方差/(°)	0.264	0.183	0.919	0.464	0.629	1.714

由测试结果统计得到:静态测试时俯仰角和滚转角的的最 大偏差在内,航向角的最大偏差在以内;动态测试时无人机各 姿态角的误差均值最大为。同时由图 3 可知,由于转台测试平 台所施加的信号频率,振幅等因素在没有外部加速度的作用 下,解算姿态角能够较好地跟踪转台基准输入,较好地反映物 (下转第 167 页) • 167 •

从图中效果来看,本文的算法相比与文献[9]的算法加密之 后图像具有很好的稳定性,图像灰度值优于文献[9]的图像 灰度直方图,这说明通过在二维 Logistic 的基础上,结合 baker 加密,具有很好的效果。



5 结束语

本文首先对手指静脉图像的特征进行了提取,其次对静脉 图像采用基于小波置换,Arnold 映射,二次 Logistic 映射和 Baker 变换的混合加密方式对进行加密。仿真实验证明本文的 加密算法相关系分析和差分攻击分析等方面具有很好的安全性 和低耗时性,能够完全适应在移动互联网环境中推广。

(上接第163页)



体的实时位置,满足无人机的飞行要求。与实际飞行时飞机面临的环境有所偏差,实际的误差可能会有所增加。

5 结论

文中介绍了小型四旋翼无人机利用低成本传感器进行解算 航姿解算的两种方法,由于单一的姿态解算方法的航姿可信度 不高的问题,采用随机加权融合这种自适应滤波方法,对两种 不同的解算输出结果进行融合滤波。实验结果统计说明:采用 随机加权滤波融合后的姿态信息提高了四旋翼无人机的测量精 度,计算量小,能够适应低成本的航姿控制系统。

参考文献:

- [1] 聂博文,马宏绪,王 剑,等.微小型四旋翼飞行器的研究现状 与关键技术 [J]. 电光与控制,2007,14(6):113-117.
- [2]赵 勃,鲜 斌,张 鑫,等.四旋翼飞行器硬件在环仿真平台研究 [A].第三十一届中国控制会议论文集 [C].合肥,2012, c卷:5008-5013.

参考文献:

- [1] 房秉毅,张云勇,吴 俊,等. 云计算应用模式下移动互联网安 全问题浅析 [J],电信科学,2013,29 (3):41-46.
- [2] 文昌辞,王 沁,苗晓宁,等.数字图像加密综述 [J]. 计算机 科学,2012,39 (12):6-8.
- [3]何冰,牛怀岗,肖令禄.一种双重变换的二维图像加密算法
 [J].光学技术,2015,41 (1):52-58.
- [4] 王 帅,孙 伟,郭一楠.一种多混沌快速图像加密算法的设计 与分析[J].计算机应用研究,2015,32(2):512-515.
- [5] 徐 兵,袁 立.基于改进 Logistic 混沌映射的数字图像加密算 法研究[J].计算机测量与控制,2014,22 (7):2157-2159.
- [6] 丁文珂,张 颖,柴秀丽.基于自适应和多混沌系统的彩色图像 压缩加密算法 [J].河南大学学报(自然科学版),2015,45 (2):223-228.
- [7] 浩 明.基于多个混沌系统和位运算的图像加密算法 [J].实验 室研究与探索, 2015, 34 (3): 35-39.
- [8] 彭 平,孙立新,王铁柱.基于 Chen 混沌映射的位平面图像加密 方法 [J].数学的实践与认识, 2015, 45 (3): 117-122.
- [9] 李巧君,张亚楠. 基于混沌映射的图像快速加密改进算法 [J]. 计算机测量与控制,2014,22 (10):3270-3273.
- [10] 江 帆,吴小天,孙 伟. 基于稀疏矩阵的 Arnold 数字图像加 密算法 [J]. 计算机应用研究, 2015, 35 (3): 726-731.
- [3] 吴 勃,徐 欢,乔相伟. 状态切换 UKF 的飞行器姿态确定算法 [J]. 电机与控制学报, 2012, 16 (6): 98-104.
- [4] 冯智勇,曾 瀚,张 力,等.基于陀螺仪及加速度计信号融合的姿态角度测量[J].西南师范大学学报:自然科学版,2011,36 (4):137-141.
- [5] 万晓凤,康利平,余运俊,等.基于多传感器数据融合的四旋翼 飞行器的姿态解算[J].科技导报,2014,32 (19):31-35.
- [6] 李媛媛,张立峰,多传感器自适应加权融合算法及其应用研究 [J]. 自动化与仪器仪表,2008 (2):10-13.
- [7] 吴 杰, 闫建国. 基于修正的卡尔曼滤波的姿态估计算法研究[J]. 计算机真, 2012, 29 (2): 54-57.
- [8] 张荣辉,贾宏光,陈 涛,等.基于四元数法的捷联式惯性导航系统的姿态解算 [J].光学精密工程,2008,16 (10):1964-1970.
- [9] 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,2012,39 (6):816-825.
- [10] 郭晓鸿,杨 忠,陈 喆,等. EKF和互补滤波器在飞行姿态确定中的应用[J]. 传感器与微系统, 2011, 30 (11): 149-152.
- [11] 辛 琪,史忠科. 基于多源信息的飞行姿态估计方法 [J]. 飞行 力学,2012,30(6):527-531.
- [12] 梁延德,程 敏,何福本,等. 基于多源信息的飞行姿态估计方 法[J]. 飞行力学,2011,30 (11):56-58.
- [13] Madgwick S O H, Harrison A J L, Vaidyanathan R H. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm [A]. Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics (ICORR) [C]. Switzerland: IEEE, 2011: 1-7.
- [14] 张 浩, 仁 芊.四旋翼飞行器航姿测量系统的数据融合方法 [J]. 兵工自动化, 2013, 32 (1): 28-31.
- [15]振 江,康健一,张 青,等.数据融合技术在温室温度检测中的应用[J].农业机械学报,2006,37 (10):101-103.
- [16] 李 伟,何鹏举,高社生.多传感器加权信息融合算法研究[J].西北工业大学学报,2010,28 (5):674-678.