

基于卡尔曼滤波的 MUH 姿态信号融合算法研究*

余彦霖¹ 祖家奎¹ 廖智麟²

(1. 南京航空航天大学 自动化学院 南京 210016; 2. 中国直升机设计研究所 21室 景德镇 333001)

摘要: 利用 MEMS 陀螺仪和加速度计获取姿态的方法已被广泛用于低成本的民用无人直升机上,陀螺仪的漂移和加速度计中的运动加速度都会影响估计精度,设计了基于四元数的卡尔曼滤波器,根据三轴角速率陀螺和加速度计信号,融合无人直升机姿态信号,并针对陀螺仪的漂移和加速度计的测量误差,设计了自适应的量测噪声方差矩阵,补偿融合精度,得到稳定可靠且精度较高的姿态信息,用于无人直升机的内环增稳控制。实验表明,该方法估值精度较高,能有效解决小型无人直升机姿态求解问题。

关键词: 无人直升机;四元数;卡尔曼滤波;自适应;姿态估计

中图分类号: TP242 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.35

The research on attitude determination algorithm based on kalman filter for unmanned helicopter

Yu Yanlin¹ Zu Jiakui¹ Liao Zhilin²

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Inertial measurement method is widely used in attitude determination of low-cost civil MUH (Mini Unmanned Helicopter). But the drift of gyroscope and the kinematic acceleration affect the accuracy of estimation. This paper designed a Kalman filter based on quaternion. According to the gyroscope and accelerometer signal, fusion the attitude of MUH. And designed adaptive covariance matrix of measurement noise to improve the fusion accuracy. Get stable and high-accuracy attitude information for stability augmentation system. Experiment data shows that the method can effectively solve the problem of attitude determination of MUH.

Keywords: unmanned helicopter; quaternion; kalman filter; adaptive filter; attitude determination

1 引言

由于民用小型无人直升机的带载荷能力限制和低成本的应用条件,传统高精度陀螺仪无法满足应用要求。MEMS(micro-electromechanical system)陀螺仪和加速度计相比传统陀螺仪具有体积小、成本低、功耗低等优点。但 MEMS 陀螺仪有温漂,在姿态测量工程中会产生较大的累积误差^[1]。MEMS 加速度计容易受机身振动以及运动加速度的影响,导致其测量误差较大。因此,如何融合这 2 种传感器的信息,得到高精度、高可靠性的姿态信息是一项至关重要的工作。

文献[1]通过互补滤波的思想,设计了互补滤波器,运算量较小,可以减小 CPU 负荷,但加权平均的系数分配不是最优估计。文献[2]采用了间接卡尔曼滤波方法,设计了误差四元数,但加速度计无法分辨重力加速度和运动加速

度,观测量在长时间后精度无法保持,甚至发散。该文选取加速度计的输出作为观测量,来修正陀螺的估值误差,利用基于四元数的卡尔曼滤波融合算法,估计无人直升机的姿态信息。并根据无人直升机的运动加速度大小来设计量测系统的协方差,实验证明,该方法能有效提高姿态测量精度,满足工程要求。

2 姿态估计原理

2.1 坐标系定义

为描述无人直升机的姿态信息,定义了 2 个不同的三位坐标系,分别为导航系 O_n 和机体系 O_b 。导航系 O_n 为“北东地”坐标系,选取载体重心为原点, $O_n X$ 指向正北向, $O_n Y$ 指向正东向, $O_n Z$ 沿地垂线指向地。机体系 O_b 与载体固连,选取载体重心为原点, $O_b X_b$ 轴沿机体纵轴指向前,

收稿日期:2014-10

* 基金项目:南航航空航天大学基本科研业务费专项科研(NS2013031)资助项目

$O_b Y_b$ 轴沿机体横轴指向右, $O_b Z_b$ 轴垂直于 $O_b X_b Y_b$ 平面, 沿机体竖轴指向下。

2.2 基于角速率陀螺的姿态估计

载体可以通过一次或多次旋转得到新的坐标系, 新旧

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: ϕ 、 θ 、 ψ 分别代表载体的滚转角、俯仰角、偏航角。

转换矩阵 C_n^b 为正交矩阵, 满足 $(C_n^b)^{-1} = (C_n^b)^T$ 。

四元数^[3]法和欧拉法是姿态测量系统中常用的方法, 欧拉法直观易理解, 四元数法可以避免奇异值问题。采用

$$T = C_n^b = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & (q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix} \quad (2)$$

对比式(1)和式(2)可得姿态角表达式如式(3)所示。

$$\theta = -\arcsin(T_{13}), \theta \in \left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right]$$

$$\phi = \arctan\left(\frac{T_{23}}{T_{33}}\right), \phi \in [-\pi, \pi] \quad (3)$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{T_{12}}{T_{11}}\right), \psi \in [-\pi, \pi]$$

由于状态四元数满足如式(4)所示的微分方程, 其中 ω_x 、 ω_y 、 ω_z 为角速率陀螺直接输出的三轴角速率。由(2)、(3)、(4)可以唯一确定四元数, 也就唯一确定了无人直升机的姿态信息。

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \Omega Q \quad (4)$$

采用四阶龙格库塔法^[4]解式(4)所示微分方程, 直接更新状态四元数。

$$Q(t+T) = Q(t) + \frac{T}{6} [K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4] \quad (5)$$

$$\text{式中: } \begin{cases} K_1 = \Omega_b(t)q(t) \\ K_2 = \Omega_b\left(t + \frac{T}{2}\right) \left[q(t) + \frac{K_1 T}{2}\right] \\ K_3 = \Omega_b\left(t + \frac{T}{2}\right) \left[q(t) + \frac{K_2 T}{2}\right] \\ K_4 = \Omega_b\left(t + \frac{T}{2}\right) [q(t) + K_3 T] \end{cases} \quad (6)$$

2.3 基于加速度计的姿态估计

不考虑运动加速度, 由式(1)可求得重力加速度在机体系下的分量, 即:

坐标系之间的转换关系可以通过旋转矩阵来表示, 导航系可通过“滚转-俯仰-偏航”的旋转顺序得到机体系^[2], 其转换矩阵 C_n^b 如式(1)所示。

四元数法来进行姿态解算。

设旋转四元数 $q = q_0 + q_1\vec{i} + q_2\vec{j} + q_3\vec{k}$, 其中 q_0 、 q_1 、 q_2 、 q_3 为实数, \vec{i} 、 \vec{j} 、 \vec{k} 为三位空间单位矢量, 则转换矩阵的四元数 C_n^b 表达式如式(2)所示。

$$g^b = C_n^b \cdot g^n = C_n^b \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (7)$$

由式(7)可得:

$$\theta = -\arcsin\left(\frac{a_x}{g}\right)$$

$$\phi = \arctan\left(\frac{a_y}{a_z}\right) \quad (8)$$

式中: a_x 、 a_y 、 a_z 为加速度计测量得到的三轴线加速度。由式(8)得到的 θ 、 ϕ 。

3 卡尔曼滤波在姿态估计中的应用实现

由 MEMS 陀螺仪计算所得航姿信息动态性能较好, 短时间内精度较高, 但由于温漂的存在, 以及测量误差随积分会不断增大, 还有可能导致结果发散^[5]。加速度计在无人直升机运动加速度较小的情况可以得到较高精度的姿态信息。磁强计能提供较稳定的航向角信息。利用不同传感器的特性, 对陀螺仪计算所得结果进行补偿。能够较好的抑制误差, 提高精度。

3.1 状态方程和观测方程的确定

选取四元数 q_0 、 q_1 、 q_2 、 q_3 作为状态变量, 由式(4)可以得到系统的状态方程:

$$\dot{X} = AX + W \quad (9)$$

即:

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\hat{\omega}_x & -\hat{\omega}_y & -\hat{\omega}_z \\ \hat{\omega}_x & 0 & \hat{\omega}_z & \hat{\omega}_y \\ \hat{\omega}_y & -\hat{\omega}_z & 0 & \hat{\omega}_x \\ \hat{\omega}_z & \hat{\omega}_y & -\hat{\omega}_x & 0 \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中： $\begin{bmatrix} \hat{\omega}_x \\ \hat{\omega}_y \\ \hat{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x - \delta_x \\ \omega_y - \delta_y \\ \omega_z - \delta_z \end{bmatrix}$ 为真实角速率输出估计值，

$\begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix}$ 为陀螺仪噪声，包括陀螺仪温漂、测量误差等。将其近似为零均值的白噪声，其协方差为非负定的常值对角阵^[6]。

接着建立观测方程，以加速度计的输出生作为观测量。即：

$$Z(t) = [\hat{a}_x \quad \hat{a}_y \quad \hat{a}_z]^T \quad (11)$$

式中： \hat{a}_x 、 \hat{a}_y 、 \hat{a}_z 分别为三轴加速度估计值。在运动加速度较小的情况下，以重力加速度在机体系下的分量作为观测量，根据式(2)和式(7)可以得到观测方程如下：

$$Z = H(X) + V = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2g(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2g(q_2q_3 + q_0q_1) \\ g(q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix} + V \quad (12)$$

求 $H(X)$ 的雅克比矩阵，并忽略高阶小项，得到离散化的观测系统^[7]：

$$Z(k) = H(k)X(k) + V = \begin{bmatrix} 2gq_2 & -2gq_3 & 2gq_0 & -2gq_1 \\ -2gq_1 & -2gq_0 & -2gq_3 & -2gq_2 \\ -2gq_0 & 2gq_1 & -2gq_2 & -2gq_3 \end{bmatrix} X(k) + V \quad (13)$$

式中： V 为量测噪声，近似为零均值白噪声，其协方差为正定对角阵。

3.2 卡尔曼滤波器设计

根据以上分析，得到了卡尔曼滤波器的状态方程和观测方程。根据卡尔曼滤波递推方程，建立卡尔曼滤波的时间修正方程和量测修正方程^[8]。

状态一步预测方程：

$$\hat{X}_{k|k-1} = \phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1|k-1} \quad (14)$$

一步预测均方误差方程：

$$P_{k|k-1} = \phi_{k,k-1} P_{k-1} \phi_{k|k-1}^T + Q_k \quad (15)$$

滤波增益方程：

$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (16)$$

状态估值方程：

$$\hat{X}_{k|k} = \hat{X}_{k|k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k-1}) \quad (17)$$

估计均方误差方程：

$$P_{k|k} = (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \quad (18)$$

由于加速度计是无法分辨重力加速度和运动加速度的，所以加速度计实际的输出是运动加速度和重力加速度的叠加。在运动加速度较大的时候，量测系统误差较大，甚至造成结果发散^[9]。此时，更相信陀螺仪估计输出。因此，当运动加速度超过一定大小时，将加速度计的权限置 0。即：

$$K_k = \begin{cases} P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1} & \text{当 } a_b < 0.5g \\ 0 & \text{当 } a_b \geq 0.5g \end{cases}$$

式中： $a_b = \sqrt{(a_x^2 + a_y^2 + a_z^2)} - g$ ，为载体的运动加速度大小， g 为当地的重力加速度。取门限为 $0.5g$ ，当载体运动加速度大于 $0.5g$ 时，认为载体运动加速度较大，量测系统误差噪声过大，将其权限置 0。

3.3 自适应 Q、R 阵的确定

卡尔曼滤波是一种基于误差方差最小准则的递推现行最小方差估计算法^[10]，它是根据过往所有时刻的估计值和当前时刻的测量值，利用最小方差无偏估计理论，得到当前时刻的无偏估计值。因此，系统过程误差的协方差矩阵 Q 和系统测量误差的协方差矩阵 R 的确定显得尤为重要。 Q 较小，说明系统模型精确^[11]，由式(15)和式(16)可以看出： Q 越小，则 K 越小，量测系统所占权限较小，系统预测权限越大，可以得到更精确的解算结果；同理， R 较小，说明系统量测系统精确，由式(16)可得， R 越小，则 K 越大，量测系统所占权限就越大。

由于卡尔曼滤波要求噪声序列 $\{W_k\} \{V_k\}$ 为高斯白噪声^[12-13]，即 Q, R 为常值对称矩阵。 R 为量测系统误差噪声，与载体运动加速度密切相关，随着运动加速度的增大，应该减小量测系统的权限，即增大 R ，所以，本文设计了基于运动加速度大小的自适应 R 阵。

$$Q = \text{diag}[a \quad a \quad a \quad a]$$

$$R = \text{diag}[k \cdot a_b + b \quad k \cdot a_b + b \quad k \cdot a_b + b \quad k \cdot a_b + b]$$

式中： a, b, k 为正实数，根据传感器特性、实验环境和试飞环境确定， $a_b = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} - g$ 为载体运动加速度大小。

4 实验和仿真验证

为验证算法的正确性和工程适用性，本文分别采集实验室的仿真数据和 25B 直升机试飞数据经行仿真验证。

在实验室现有的半物理仿真验证环境下，采集 U8 无人直升机仿真数据，采样频率为 100 Hz，并记录其三轴角

速率和三轴线加速度,用本文设计的融合算法估算其俯仰角和滚转角,并和采集的原始数据对比,得到如图1所示的仿真结果。

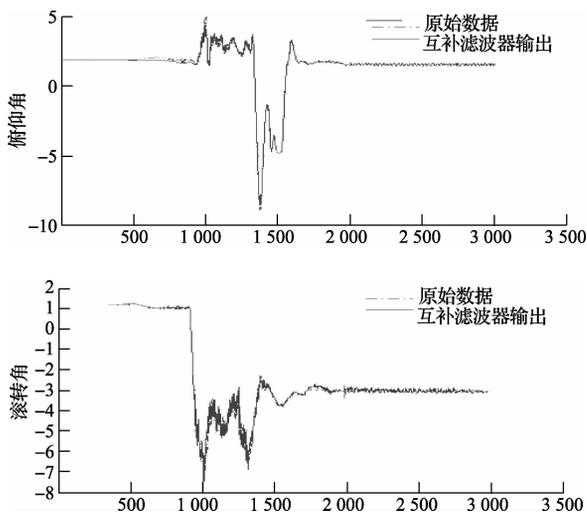


图1 半物仿真环境下姿态融合结果

图2为半物理仿真实验条件下姿态融合算法的误差曲线。

由图1和图2可以看出,在陀螺无温漂和测量误差、加速度计无测量误差的前提下,用卡尔曼滤波算法融合出的姿态结果比较准确,其误差在 $\pm 1^\circ$ 以内,精度较高。

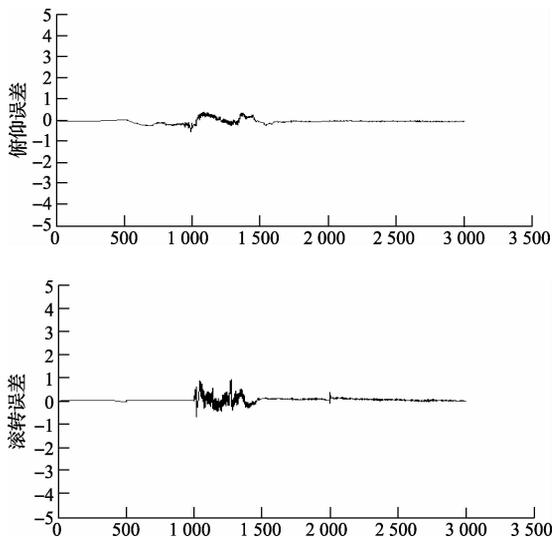


图2 半物理环境下融合算法误差曲线

采集微型无人直升机25B的试飞数据,进行融合算法的仿真验证,飞行数据采集所用传感器为美国AD的ADXL345加速度计和ADXRS300角速率陀螺,采样频率为100 Hz,采样组数为30 000组。参考数据来源于IMU610,其仿真对比结果如图3所示。

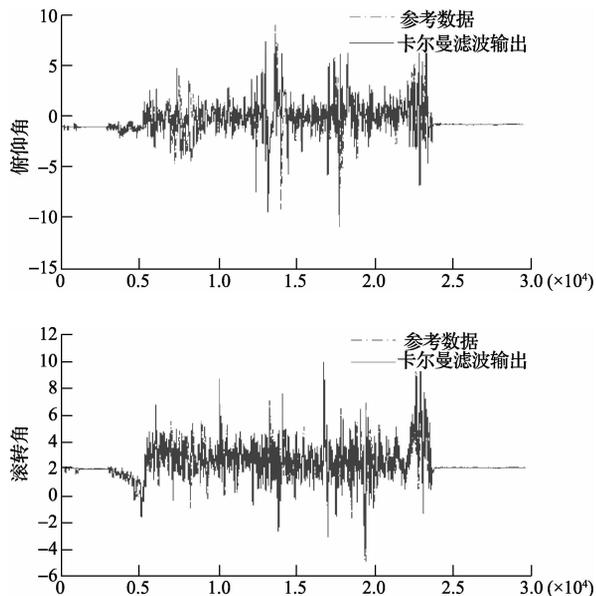


图3 飞行试验环境下的姿态融合结果

图4为飞行实验中,融合出的姿态信息的误差曲线,由图可以看出,在整个试飞过程中,其误差保持在 $\pm 2.5^\circ$ 以内,虽然精度不如半物理仿真环境下高,但该姿态信息用于小型无人直升机的内环增稳控制已经足够。可以满足工程需求。

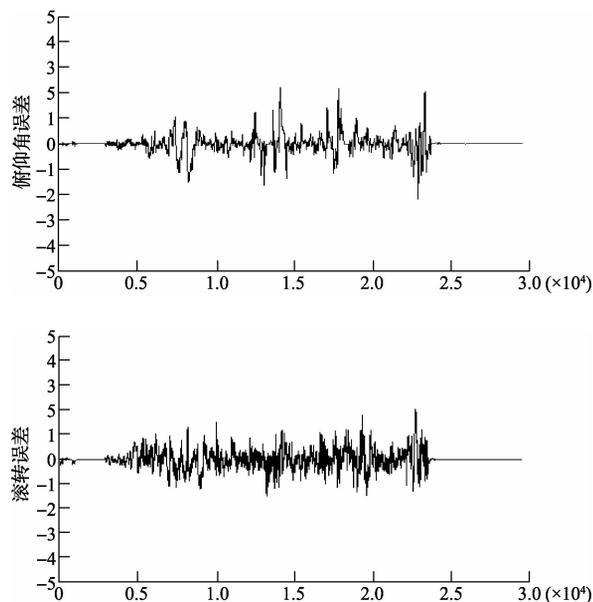


图4 飞行试验环境下的姿态融合误差曲线

5 结论

针对低成本的小型无人直升机姿态估计问题,利用卡尔曼滤波算法,设计了自适应的 Q 、 R 阵,主要利用陀螺仪和加速度计估算无人直升机的姿态信息,实验证明,该方

法较好的抑制了 MEMS 传感器漂移问题,具有不错的姿态估计精度和稳定性,可以满足小型无人直升机的工程应用,为下一步的研究工作奠定了基础。

参考文献

- [1] 延德,程敏,何福本,等.基于互补滤波器的四旋翼飞行器姿态解算[J].传感器与微系统,2011,30(11):56-58.
- [2] XUE L, YUAN W ZH, CHANG H L, et al. Application of Quaternion Based Extended Kalman Filter for MAV Attitude Estimation Using MEMS Sensors [J]. Nanotechnology and Precision Engineering, 2009, 7(2): 163-165.
- [3] 冯智用,曾瀚,张力.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,2011,4(10):137-141.
- [4] 屈新芬,李世玲.接连贯性测量解算方法及测高误差估算[J].自动测量与控制,2006,25(10):49-51.
- [5] 蔡挺,刘明雍,黄博.基于中心微分 Kalman 滤波的重/惯性组合导航[J].国外电子测量技术,2013,32(1):22-26.
- [6] 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].计算机仿真,2012,29(2):54-57.

- [7] 杨淑洁,曾庆双,伊国兴.低成本无人机姿态测量系统研究[J].传感器与微系统,2012,31(2):15-22.
- [8] 朱建新,张秋阳,王石林.模糊 Kalman 滤波在无人机姿态测量中的应用研究[J].广西大学自然学报,2011,36(2):228-230.
- [9] 高显忠,侯中喜,王波,等.四元数卡尔曼滤波组合导航算法性能分析[J].控制理论与应用,2013,30(2):171-177.
- [10] 徐梓皓,周召发,孙立江.基于卡尔曼滤波器的姿态角测量系统设计[J].电子测量技术,2014,37(1):1-4.
- [11] 张谦,裴海龙.一种小型无人直升机捷联式组合导航系统设计[J].计算机仿真,2014,31(8):82-85.
- [12] 王健.提高 SINS/GNSS 组合导航系统定位精度的方法研究[J].现代导航,2014,2(1):7-10.
- [13] 韩萍,干浩亮,何炜琨,等.基于迭代中心差分卡尔曼滤波的飞机姿态估计[J].仪器仪表学报,2015,36(1):187-193.

作者简介

余彦霖,1989 年出生,硕士研究生,主要研究方向为无人直升机导航算法研究。

E-mail:408909653@qq.com