



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 108562289 B

(45) 授权公告日 2021. 11. 26

(21) 申请号 201810579682.4
 (22) 申请日 2018.06.07
 (65) 同一申请的已公布的文献号
 申请公布号 CN 108562289 A
 (43) 申请公布日 2018.09.21
 (73) 专利权人 南京航空航天大学
 地址 210016 江苏省南京市御道街29号
 (72) 发明人 邹冰倩 吕品 赖际舟 石鹏
 付相可
 (74) 专利代理机构 南京苏高专利商标事务所
 (普通合伙) 32204
 代理人 柏尚春
 (51) Int. Cl.
 G01C 21/16 (2006.01) (续)
 (56) 对比文件
 CN 106226780 A, 2016.12.14
 CN 107015238 A, 2017.08.04
 CN 104503339 A, 2015.04.08

CN 105371840 A, 2016.03.02
 CN 103365297 A, 2013.10.23
 CN 105759829 A, 2016.07.13
 CN 106979781 A, 2017.07.25
 EP 3306344 A1, 2018.04.11
 CN 103941744 A, 2014.07.23
 US 9007570 B1, 2015.04.14
 US 2017023937 A1, 2017.01.26
 CN 105460210 A, 2016.04.06
 CN 105910602 A, 2016.08.31
 Jizhou Lai等. Research on an
 Autonomously Tightly Integrated
 Positioning Method for UAV in Sparse-
 feature Indoor Environment.《2018 15th
 International Bhurban Conference on
 Applied Sciences and Technology
 (IBCAST)》. 2018, (续)

审查员 伍焱垚

权利要求书5页 说明书16页 附图2页

(54) 发明名称

连续多边几何环境中四旋翼飞行器激光雷达导航方法

(57) 摘要

本发明公开了一种连续多边几何环境中四旋翼飞行器激光雷达导航方法,属于自主导航与制导领域。本发明可用于四旋翼飞行器在多边几何环境中的导航,将安装于四旋翼飞行器的激光雷达与惯性传感器相融合,生成导航信息,使多旋翼飞行器在多边几何环境重心处飞行。在本发明中,通过激光雷达对多边几何环境进行辨识,从而估计四旋翼飞行器与环境各边的相对距离与方位。通过滤波器将激光雷达的估计信息与惯性传感器进行数据融合,从而得到四旋翼飞行器的位置、速度、姿态信息。接着,通过激光雷达测量的数据,对几何环境重心进行计算,令四旋翼飞行器在几何重心处飞行。本发明可令四旋翼飞行器在多边几何环境中安全、稳定的飞行。

CN 108562289 B



[接上页]

(51) Int.Cl.

G01C 21/20 (2006.01)

G01S 17/933 (2020.01)

G05D 1/10 (2006.01)

(56) 对比文件

杭义军等.基于混合特征匹配的微惯性/激光雷达组合导航方法.《航空学报》.2014,第35卷(第9期),

1. 一种连续多边几何环境中四旋翼飞行器激光雷达导航方法,其特征在于,包括以下步骤:

(1) 周期读取k时刻四旋翼飞行器机载传感器信息,包括激光雷达信息S(k),陀螺仪信息 $\omega_{nb}^b(k)$,加速度计信息 $f_{nb}^b(k)$,气压高度计信息 $h_b(k)$;

(2) 通过惯性传感器,预测k时刻四旋翼飞行器的姿态、速度、位置;

(3) 辨识k时刻多边几何环境特征;所述辨识k时刻多边几何环境特征的方法包括以下步骤:

(3.1) 计算S(k)中激光点投影至飞行器所在水平面的二维坐标:

记 p_i 为S(k)的第i个激光点 $i=1,2,\dots,N_0$, N_0 为S(k)中激光点的数量, $x_{p_i}^b$ 和 $y_{p_i}^b$ 为 p_i 在机体系中的坐标,记 $\theta(k-1)$ 和 $\phi(k-1)$ 分别为飞行器在k-1时刻的俯仰角和横滚角, p_i 投影至飞行器所在水平面的二维坐标 $x_{p_i}^h$ 和 $y_{p_i}^h$ 根据下式计算:

$$x_{p_i}^h = \cos \theta(k-1) * x_{p_i}^b + \sin \phi(k-1) \sin \theta(k-1) * y_{p_i}^b$$

$$y_{p_i}^h = \cos \theta(k-1) * y_{p_i}^b$$

(3.2) 检测S(k)中的撕裂点:

计算S(k)相邻序号激光点之间的距离 $L_{p_{i+1}}^{p_i} = \sqrt{(x_{p_i}^b - x_{p_{i+1}}^b)^2 + (y_{p_i}^b - y_{p_{i+1}}^b)^2}$,若 $L_{p_{i+1}}^{p_i}$ 大于阈值 E_t ,则 p_i 和 p_{i+1} 为撕裂点;记撕裂点集合为 $\{p_{t_r}\}$, $1 \leq r \leq N_t$, N_t 为撕裂点的数量;

(3.3) 检测S(k)中的角点,将点云数据分群:

若dc大于阈值 E_c 则 p_i 为角点,且撕裂点不是角点,即 $p_i \notin \{p_{t_r}\}$,dc的计算公式如下:

$$dc = \sqrt{\frac{\left(\sum_{j=i-5}^{i-1} (x_{p_j}^b - x_{p_i}^b) + \sum_{j=i+1}^{i+5} (x_{p_j}^b - x_{p_i}^b) \right)^2 + \left(\sum_{j=i-5}^{i-1} (y_{p_j}^b - y_{p_i}^b) + \sum_{j=i+1}^{i+5} (y_{p_j}^b - y_{p_i}^b) \right)^2}{x_{p_i}^{b^2} + y_{p_i}^{b^2}}}$$

记角点集合为 $\{p_{t_c}\}$, $1 \leq c \leq N_c$, N_c 为角点的数量;将角点和撕裂点作为分群的标志,根据激光点在S(k)中的序号依次从 p_1 遍历到 p_{N_0} ,将点云数据分群,记为 s_m , $1 \leq m \leq N_m$, N_m 为点群的数量;

(3.4) 筛选直线特征,将点云数据分群:

记直线方程为 $x = a_{1m}y + a_{2m}$,记 q_{im} 为 s_m 的第i个激光点 $i=1,2,\dots,N_{1m}$, N_{1m} 为 s_m 中激光点的数量, $x_{q_{im}}^h$ 和 $y_{q_{im}}^h$ 为 q_{im} 在机体系中的坐标,根据下式计算直线方程的参数 a_{1m} 和 a_{2m} :

$$a_{1m} = \frac{N_{1m} * \sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * x_{q_{im}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} x_{q_{im}}^h \right)}{N_{1m} * \sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * y_{q_{im}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right)}$$

$$a_{2m} = \frac{\sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * y_{q_{im}}^h) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} x_{q_{im}}^h \right) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * x_{q_{im}}^h) \right)}{N_{1m} * \sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * y_{q_{im}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right)}$$

比较相邻两个点群的直线方程参数 a_{1m} 和 a_{2m} ,当 $|a_{1j} - a_{1(j+1)}| > E_{a1}$ 或 $|a_{2j} - a_{2(j+1)}| > E_{a2}$ $j = 1, 2, \dots, N_m - 1$ 时,其中 E_{a1} 、 E_{a2} 为设置的阈值,以 s_{j+1} 最小序号激光点为分群标志,根据激光点在 $S(k)$ 中的序号依次从 p_1 遍历到 p_{N_0} ,将点云数据分群,根据激光点在 $S(k)$ 的序号,计算每个点群中序号最小的点与序号最大的点之间的距离 L_{s_g} ,筛选出 L_{s_g} 大于阈值 L_t 的点群,记为点群 S_d , $1 \leq d \leq N_d$, N_d 为点群的数量; $j = 1, 2, \dots, N_m - 1$;

(3.5) 拟合多边几何环境:

记直线方程为 $x = A_{1d}y + A_{2d}$,记 q_{id} 为 S_d 的第 i 个激光点 $i = 1, 2, \dots, N_{1d}$, N_{1d} 为 S_d 中激光点的数量, $x_{q_{id}}^h$ 和 $y_{q_{id}}^h$ 为 q_{id} 在机体系中的坐标,根据下式计算直线方程的参数 A_{1d} 和 A_{2d} :

$$A_{1d} = \frac{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * x_{q_{id}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} x_{q_{id}}^h \right)}{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * y_{q_{id}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right)}$$

$$A_{2d} = \frac{\sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * y_{q_{id}}^h) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} x_{q_{id}}^h \right) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * x_{q_{id}}^h) \right)}{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * y_{q_{id}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right)}$$

(4) 计算 k 时刻四旋翼飞行器相对于多边几何环境的相对偏航角及在其导航系下的坐标;

(5) 估计 k 时刻多边几何环境的几何重心,方法为:

(5.1) 几何重心为多边几何内接圆圆心,记计算机体系原点为初定内接圆圆心 O ,坐标记为 (x_o^h, y_o^h) ,到点群 S_d 对应的直线的距离 L_d ,计算公式如下:

$$L_d = \begin{cases} A_{2d} & A_{1d} = 0 \\ A_{2d}^2 / \left(|A_{1d}| \sqrt{A_{2d}^2 + A_{2d}^2 / A_{1d}^2} \right) & A_{1d} \neq 0 \end{cases};$$

其中,

$$A_{1d} = \frac{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{qid}^h * x_{qid}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{qid}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} x_{qid}^h \right)}{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{qid}^h * y_{qid}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{qid}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{qid}^h \right)}$$

$$A_{2d} = \frac{\sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{qid}^h * y_{qid}^h) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} x_{qid}^h \right) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{qid}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{qid}^h * x_{qid}^h) \right)}{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{qid}^h * y_{qid}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{qid}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{qid}^h \right)}$$

(5.2) 筛选出其中与圆心距离最短和次短的两条直线对应的点群 S_p 和 S_q ,最短距离为 L_A ,与其对应的直线方程参数 A_{1p} 、 A_{2p} 以及 A_{1q} 、 A_{2q} ;建立直线方程 $\frac{x-x_O^h}{y-y_O^h} = -\frac{1}{A_{1p}}$, $\frac{x-x_O^h}{y-y_O^h} = -\frac{1}{A_{2p}}$ 若 $A_{1p}=0$,直线方程为 $y=y_O^h$;若 $A_{1p}=\infty$,直线方程为 $x=x_O^h$,分别计算其与对应点群直线的交点A、B,坐标为 (x_A^h, y_A^h) 、 (x_B^h, y_B^h) ;

(5.3) 设一坐标点C,坐标为 (x_C^h, y_C^h) ,使得 $\overline{CA}/\overline{CB} = L_p/L_q$,其中

$$\begin{cases} x_C^h = x_A^h + \frac{L_p}{L_p + L_q} (x_B^h - x_A^h) \\ y_C^h = y_A^h + \frac{L_p}{L_p + L_q} (y_B^h - y_A^h) \end{cases}$$

在点C与原点延长线上取一点 O' ,坐标为 $(x_{O'}^h, y_{O'}^h)$, O' 为新的圆心坐标,其中

$$\begin{cases} x_{O'}^h = x_C^h + a \frac{x_O^h - x_C^h}{\sqrt{(x_O^h - x_C^h)^2 + (y_O^h - y_C^h)^2}} \\ y_{O'}^h = y_C^h + a \frac{y_O^h - y_C^h}{\sqrt{(x_O^h - x_C^h)^2 + (y_O^h - y_C^h)^2}} \end{cases}, a \text{ 为步长因子};$$

计算点 O' 到点群 S_d 对应的直线的距离,筛选出其中与点 O' 距离最短的直线,其距离为 $L_{O'}$;

(5.4) 若 $L_{O'} > L_A$,重复(5.2)和(5.3);若 $L_{O'} < L_A$,舍去 O' ,回到上一步确定的圆心坐标,将步长因子改为原来的0.618,重复(5.1)和(5.2),重新计算圆心坐标;直至 a 小于阈值 Δa ,记录机体系下 O' 坐标;

(5.5) O' 即为 k 时刻多边几何环境的几何重心,在导航系下的坐标为 $[x_{O'}^n, y_{O'}^n, z_{O'}^n]$,计算公式如下:

$$[x_{O'}^n, y_{O'}^n, z_{O'}^n]^T = \begin{bmatrix} \cos \psi_i & -\sin \psi_i & 0 \\ \sin \psi_i & \cos \psi_i & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} [x_{O'}^h, y_{O'}^h, z_{O'}^h]^T + \mathbf{T}_{3 \times 3}$$

其中, $z_{O'}^h = h_b(k)$, 为气压高度计信息, ψ_1 为偏航角, $T_{3 \times 3}$ 为 $(k-1)$ 时刻飞行器在导航系下的位置;

(6) 通过卡尔曼滤波器, 对 k 时刻四旋翼飞行器的姿态、速度、位置进行校正。

2. 根据权利要求1所述的连续多边几何环境中四旋翼飞行器激光雷达导航方法, 其特征在于: 在步骤(2)中采用如下形式预测 k 时刻四旋翼飞行器的姿态四元数、速度、位置:

(2.1) 姿态四元数预测采用如下公式:

$$\mathbf{Q}(k) = \mathbf{Q}(k-1) + 0.5 * \Delta T * \Omega(\bar{\omega}_{nb}^b(k)) * \mathbf{Q}(k-1)$$

其中, $\mathbf{Q}(k) = [q_0(k) \ q_1(k) \ q_2(k) \ q_3(k)]^T$ 为 k 时刻的姿态四元数, 上标 T 表示矩阵的转置, $\mathbf{Q}(k-1) = [q_0(k-1) \ q_1(k-1) \ q_2(k-1) \ q_3(k-1)]^T$ 为 $k-1$ 时刻的姿态四元数, ΔT 为离散采样周期, $\Omega(\bar{\omega}_{nb}^b(k))$ 通过下式计算:

$$\Omega(\bar{\omega}_{nb}^b(k)) = \begin{bmatrix} 0 & -\bar{\omega}_{nbx}^b(k) & -\bar{\omega}_{nby}^b(k) & -\bar{\omega}_{nbz}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nbx}^b(k) & 0 & \bar{\omega}_{nbz}^b(k) & -\bar{\omega}_{nby}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nby}^b(k) & -\bar{\omega}_{nbz}^b(k) & 0 & \bar{\omega}_{nbx}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nbz}^b(k) & \bar{\omega}_{nby}^b(k) & -\bar{\omega}_{nbx}^b(k) & 0 \end{bmatrix}$$

其中 $\bar{\omega}_{nbx}^b(k)$ 、 $\bar{\omega}_{nby}^b(k)$ 、 $\bar{\omega}_{nbz}^b(k)$ 通过下式计算:

$$\bar{\omega}_{nb}^b(k) = \begin{bmatrix} \bar{\omega}_{nbx}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nby}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nbz}^b(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{nbx}^b(k) - \beta_{gx}^b(k) \\ \omega_{nby}^b(k) - \beta_{gy}^b(k) \\ \omega_{nbz}^b(k) - \beta_{gz}^b(k) \end{bmatrix}$$

其中, $\omega_{nbx}^b(k)$ 、 $\omega_{nby}^b(k)$ 、 $\omega_{nbz}^b(k)$ 为 k 时刻陀螺仪读取的飞行器机体系相对于导航系的角速度在机体系 X、Y、Z 轴上的分量, $\beta_{gx}^b(k)$ 、 $\beta_{gy}^b(k)$ 、 $\beta_{gz}^b(k)$ 为 k 时刻陀螺仪的零偏在机体系 X、Y、Z 轴上的分量;

(2.2) 速度预测采用如下公式:

$$\mathbf{V}_{nb}^n(k) = \mathbf{V}_{nb}^n(k-1) + \Delta T * (\mathbf{C}_b^n * (\mathbf{f}_{nb}^b(k) - \boldsymbol{\beta}_a^b(k)) + \mathbf{g})$$

其中, $\mathbf{f}_{nb}^b(k) = [f_{nbx}^b(k) \ f_{nby}^b(k) \ f_{nbz}^b(k)]^T$, $f_{nbx}^b(k)$ 、 $f_{nby}^b(k)$ 、 $f_{nbz}^b(k)$ 为 k 时刻加速度计读取的飞行器机体系相对于导航系的加速度在机体系 X、Y、Z 轴上的分量;

$\boldsymbol{\beta}_a^b(k) = [\beta_{ax}^b(k) \ \beta_{ay}^b(k) \ \beta_{az}^b(k)]^T$, $\beta_{ax}^b(k)$ 、 $\beta_{ay}^b(k)$ 、 $\beta_{az}^b(k)$ 为 k 时刻加速度计零偏在机体系 X、Y、Z 轴上的分量; $\mathbf{g} = [0 \ 0 \ g]^T$, g 为当地重力加速度值;

$\mathbf{V}_{nb}^n(k) = [V_{nbx}^n(k) \ V_{nby}^n(k) \ V_{nbz}^n(k)]^T$, $V_{nbx}^n(k)$ 、 $V_{nby}^n(k)$ 、 $V_{nbz}^n(k)$ 为 k 时刻机体系相对于导航系的线速度在导航系 X、Y、Z 轴上的分量;

$\mathbf{V}_{nb}^n(k-1) = [V_{nbx}^n(k-1) \ V_{nby}^n(k-1) \ V_{nbz}^n(k-1)]^T$, $V_{nbx}^n(k-1)$ 、 $V_{nby}^n(k-1)$ 、

$V_{nbz}^n(k-1)$ 为 $k-1$ 时刻机体系相对于导航系的线速度在导航系 X、Y、Z 轴上的分量;

\mathbf{C}_b^n 为机体系到导航系之间的姿态矩阵,通过下式计算:

$$\mathbf{C}_b^n = \left(\mathbf{C}_n^b \right)^T$$

$$\mathbf{C}_n^b = \begin{bmatrix} q_0(k-1)^2 + q_1(k-1)^2 - q_2(k-1)^2 - q_3(k-1)^2 & 2(q_1(k-1)q_2(k-1) + q_0(k-1)q_3(k-1)) & 2(q_1(k-1)q_3(k-1) - q_0(k-1)q_2(k-1)) \\ 2(q_1(k-1)q_2(k-1) - q_0(k-1)q_3(k-1)) & q_0(k-1)^2 + q_2(k-1)^2 - q_1(k-1)^2 - q_3(k-1)^2 & 2(q_2(k-1)q_3(k-1) + q_0(k-1)q_1(k-1)) \\ 2(q_1(k-1)q_3(k-1) + q_0(k-1)q_2(k-1)) & 2(q_2(k-1)q_3(k-1) - q_0(k-1)q_1(k-1)) & q_0(k-1)^2 + q_3(k-1)^2 - q_1(k-1)^2 - q_2(k-1)^2 \end{bmatrix}$$

(2.3) 位置预测采用如下公式:

$$\mathbf{p}^n(k) = \mathbf{p}^n(k-1) + \mathbf{V}_{nb}^n(k-1) * \Delta T + 0.5 * (\mathbf{C}_b^n * (\mathbf{f}_{nb}^b(k) - \mathbf{\beta}_a^b(k)) + \mathbf{g}) * \Delta T^2$$

其中, k时刻的位置 $\mathbf{p}^n(k) = \begin{bmatrix} p_x^n(k) & p_y^n(k) & p_z^n(k) \end{bmatrix}^T$, $p_x^n(k)$ 、 $p_y^n(k)$ 、 $p_z^n(k)$ 分别为飞行器 k 时刻在导航系 X、Y、Z 轴上的位置坐标; k-1 时刻的位置 $\mathbf{p}^n(k-1) = \begin{bmatrix} p_x^n(k-1) & p_y^n(k-1) & p_z^n(k-1) \end{bmatrix}^T$, $p_x^n(k-1)$ 、 $p_y^n(k-1)$ 、 $p_z^n(k-1)$ 分别为飞行器 k-1 时刻在导航系 X、Y、Z 轴上的位置坐标;

(2.4) 加速度计零偏 $\mathbf{\beta}_a^b$ 和陀螺仪零偏 $\mathbf{\beta}_g^b$ 预测采用如下公式:

$$\mathbf{\beta}_a^b(k) = \begin{bmatrix} \beta_{ax}^b(k-1) & \beta_{ay}^b(k-1) & \beta_{az}^b(k-1) \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{\beta}_g^b(k) = \begin{bmatrix} \beta_{gx}^b(k-1) & \beta_{gy}^b(k-1) & \beta_{gz}^b(k-1) \end{bmatrix}^T$$

其中, $\beta_{ax}^b(k-1)$ 、 $\beta_{ay}^b(k-1)$ 、 $\beta_{az}^b(k-1)$ 为 k-1 时刻加速度计零偏在机体系 X、Y、Z 轴上的分量; $\beta_{gx}^b(k-1)$ 、 $\beta_{gy}^b(k-1)$ 、 $\beta_{gz}^b(k-1)$ 为 k-1 时刻陀螺仪的零偏在机体系 X、Y、Z 轴上的分量。

连续多边几何环境中四旋翼飞行器激光雷达导航方法

技术领域

[0001] 本发明涉及自主导航与领域,尤其涉及连续多边几何环境中四旋翼飞行器激光雷达导航方法。

背景技术

[0002] 随着四旋翼飞行器相关技术的发展,其被应用于越来越多的飞行任务,对导航性能提出了越来越高的要求。激光雷达是四旋翼飞行器常用的导航设备之一,其不受无线电信号和光线干扰,具有较强的自主性与较高的导航精度。当激光雷达用于导航时,普遍采用同时定位与地图构建方法(Simultaneous Localization And Mapping,简称SLAM),在载体上通过对各种传感器数据进行采集和计算,实现对其自身位置、姿态的定位以及对场景地图的构建。

[0003] 多边几何环境,指的是周边呈现规则多边形环境,例如走廊、铁塔内部等。对于这类多边几何环境,其多边特征明显,而沿多边几何方向其特征不显著。在该类环境中应用SLAM方法时效果通常不理想。因此,若在该环境中,将激光雷达SLAM方法用于四旋翼飞行器,飞行器的导航性能难以得到保障,容易与多边几何环境发生碰撞,亟需一种解决四旋翼飞行器在多边几何环境中的稳定飞行问题的方法。

发明内容

[0004] 发明目的:本发明的目的是提供连续多边几何环境中四旋翼飞行器激光雷达导航方法,以解决四旋翼飞行器在多边几何环境中的稳定飞行问题。

[0005] 技术方案:连续多边几何环境一种四旋翼飞行器激光雷达导航方法,包括以下步骤:

[0006] (1) 周期读取k时刻四旋翼飞行器机载传感器信息,包括激光雷达信息 $S(k)$,陀螺仪信息 $\omega_{nb}^b(k)$,加速度计信息 $f_{nb}^b(k)$,气压高度计信息 $h_b(k)$;

[0007] (2) 通过惯性传感器,预测k时刻四旋翼飞行器的姿态、速度、位置;

[0008] (3) 辨识k时刻多边几何环境特征;

[0009] (4) 计算k时刻四旋翼飞行器相对于多边几何环境的相对偏航角及在其导航系下的坐标;

[0010] (5) 估计k时刻多边几何环境的几何重心;

[0011] (6) 通过卡尔曼滤波器,对k时刻四旋翼飞行器的姿态、速度、位置进行校正。

[0012] 其中的相关坐标系定义为:

[0013] 机体系的X、Y、Z轴分别为飞行器的机头方向、右向、下向,激光雷达与机体系相固连;导航系原点为垂直于机头方向线段中点,此线段所在直线为参考边,Z轴竖直向下,X轴垂直指向参考边,Y轴根据右手定则确定。

[0014] 步骤(2)中采用如下形式预测k时刻四旋翼飞行器的姿态四元数、速度、位置:

[0015] (2.1) 姿态四元数预测采用如下公式:

$$[0016] \quad \mathbf{Q}(k) = \mathbf{Q}(k-1) + 0.5 * \Delta T * \Omega(\bar{\omega}_{nb}^b(k)) * \mathbf{Q}(k-1)$$

[0017] 其中, $\mathbf{Q}(k) = [q_0(k) \ q_1(k) \ q_2(k) \ q_3(k)]^T$ 为k时刻的姿态四元数, 上标T表示矩阵的转置, $\mathbf{Q}(k-1) = [q_0(k-1) \ q_1(k-1) \ q_2(k-1) \ q_3(k-1)]^T$ 为k-1时刻的姿态四元数; ΔT 为离散采样周期, $\Omega(\bar{\omega}_{nb}^b(k))$ 通过下式计算:

$$[0018] \quad \Omega(\bar{\omega}_{nb}^b(k)) = \begin{bmatrix} 0 & -\bar{\omega}_{nbx}^b(k) & -\bar{\omega}_{nby}^b(k) & -\bar{\omega}_{nbz}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nbx}^b(k) & 0 & \bar{\omega}_{nbz}^b(k) & -\bar{\omega}_{nby}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nby}^b(k) & -\bar{\omega}_{nbz}^b(k) & 0 & \bar{\omega}_{nbx}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nbz}^b(k) & \bar{\omega}_{nby}^b(k) & -\bar{\omega}_{nbx}^b(k) & 0 \end{bmatrix}$$

[0019] 其中 $\bar{\omega}_{nbx}^b(k)$ 、 $\bar{\omega}_{nby}^b(k)$ 、 $\bar{\omega}_{nbz}^b(k)$ 通过下式计算:

$$[0020] \quad \bar{\omega}_{nb}^b(k) = \begin{bmatrix} \bar{\omega}_{nbx}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nby}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nbz}^b(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{nbx}^b(k) - \beta_{gx}^b(k) \\ \omega_{nby}^b(k) - \beta_{gy}^b(k) \\ \omega_{nbz}^b(k) - \beta_{gz}^b(k) \end{bmatrix}$$

[0021] 其中, $\omega_{nbx}^b(k)$ 、 $\omega_{nby}^b(k)$ 、 $\omega_{nbz}^b(k)$ 为k时刻陀螺仪读取的飞行器机体相对于导航系的角速度在机体X、Y、Z轴上的分量, $\beta_{gx}^b(k)$ 、 $\beta_{gy}^b(k)$ 、 $\beta_{gz}^b(k)$ 为k时刻陀螺仪的零偏在机体X、Y、Z轴上的分量;

[0022] (2.2) 速度预测采用如下公式:

$$[0023] \quad \mathbf{V}_{nb}^n(k) = \mathbf{V}_{nb}^n(k-1) + \Delta T * (\mathbf{C}_b^n * (\mathbf{f}_{nb}^b(k) - \boldsymbol{\beta}_a^b(k)) + \mathbf{g})$$

[0024] 其中, $\mathbf{f}_{nb}^b(k) = [f_{nbx}^b(k) \ f_{nby}^b(k) \ f_{nbz}^b(k)]^T$, $f_{nbx}^b(k)$ 、 $f_{nby}^b(k)$ 、 $f_{nbz}^b(k)$ 为k时刻加速度计读取的飞行器机体相对于导航系的加速度在机体X、Y、Z轴上的分量; $\boldsymbol{\beta}_a^b(k) = [\beta_{ax}^b(k) \ \beta_{ay}^b(k) \ \beta_{az}^b(k)]^T$, $\beta_{ax}^b(k)$ 、 $\beta_{ay}^b(k)$ 、 $\beta_{az}^b(k)$ 为k时刻加速度计零偏在机体X、Y、Z轴上的分量; $\mathbf{g} = [0 \ 0 \ g]^T$, g 为当地重力加速度值;

$\mathbf{V}_{nb}^n(k) = [V_{nbx}^n(k) \ V_{nby}^n(k) \ V_{nbz}^n(k)]^T$, $V_{nbx}^n(k)$ 、 $V_{nby}^n(k)$ 、 $V_{nbz}^n(k)$ 为k时刻机体相对于导航系的线速度在导航系X、Y、Z轴上的分量;

$\mathbf{V}_{nb}^n(k-1) = [V_{nbx}^n(k-1) \ V_{nby}^n(k-1) \ V_{nbz}^n(k-1)]^T$, $V_{nbx}^n(k-1)$ 、 $V_{nby}^n(k-1)$ 、 $V_{nbz}^n(k-1)$ 为k-1时刻机体相对于导航系的线速度在导航系X、Y、Z轴上的分量;

[0025] \mathbf{C}_b^n 为机体到导航系之间的姿态矩阵, 通过下式计算:

$$[0026] \quad \mathbf{C}_b^n = (\mathbf{C}_n^b)^T$$

$$[0027] \quad \mathbf{C}_n^b = \begin{bmatrix} q_0(k-1)^2 + q_1(k-1)^2 - q_2(k-1)^2 - q_3(k-1)^2 & 2(q_1(k-1)q_2(k-1) + q_0(k-1)q_3(k-1)) & 2(q_1(k-1)q_3(k-1) - q_0(k-1)q_2(k-1)) \\ 2(q_1(k-1)q_2(k-1) - q_0(k-1)q_3(k-1)) & q_0(k-1)^2 + q_2(k-1)^2 - q_1(k-1)^2 - q_3(k-1)^2 & 2(q_2(k-1)q_3(k-1) + q_0(k-1)q_1(k-1)) \\ 2(q_1(k-1)q_3(k-1) + q_0(k-1)q_2(k-1)) & 2(q_2(k-1)q_3(k-1) - q_0(k-1)q_1(k-1)) & q_0(k-1)^2 + q_3(k-1)^2 - q_1(k-1)^2 - q_2(k-1)^2 \end{bmatrix}$$

[0028] (2.3) 位置预测采用如下公式:

[0029] $\mathbf{p}^n(k) = \mathbf{p}^n(k-1) + \mathbf{V}_{nb}^n(k-1) * \Delta T + 0.5 * (\mathbf{C}_b^n * (\mathbf{f}_{nb}^b(k) - \boldsymbol{\beta}_a^b(k)) + \mathbf{g}) * \Delta T^2$

[0030] 其中, k时刻的位置 $\mathbf{p}^n(k) = [p_x^n(k) \ p_y^n(k) \ p_z^n(k)]^T$, $p_x^n(k)$ 、 $p_y^n(k)$ 、 $p_z^n(k)$ 分别为飞行器 k时刻在导航系 X、Y、Z轴上的位置坐标; k-1时刻的位置

$\mathbf{p}^n(k-1) = [p_x^n(k-1) \ p_y^n(k-1) \ p_z^n(k-1)]^T$, $p_x^n(k-1)$ 、 $p_y^n(k-1)$ 、 $p_z^n(k-1)$ 分别为飞行器 k-1时刻在导航系 X、Y、Z轴上的位置坐标;

[0031] (2.4) 加速度计零偏 $\boldsymbol{\beta}_a^b$ 和陀螺仪零偏 $\boldsymbol{\beta}_g^b$ 预测采用如下公式:

[0032] $\boldsymbol{\beta}_a^b(k) = [\beta_{ax}^b(k-1) \ \beta_{ay}^b(k-1) \ \beta_{az}^b(k-1)]^T$

[0033] $\boldsymbol{\beta}_g^b(k) = [\beta_{gx}^b(k-1) \ \beta_{gy}^b(k-1) \ \beta_{gz}^b(k-1)]^T$

[0034] 其中, $\beta_{ax}^b(k-1)$ 、 $\beta_{ay}^b(k-1)$ 、 $\beta_{az}^b(k-1)$ 为 k-1时刻加速度计零偏在机体系 X、Y、Z轴上的分量; $\beta_{gx}^b(k-1)$ 、 $\beta_{gy}^b(k-1)$ 、 $\beta_{gz}^b(k-1)$ 为 k-1时刻陀螺仪的零偏在机体系 X、Y、Z轴上的分量。

[0035] 进一步的, 步骤 (3) 中辨识 k时刻多边几何环境特征的方法包括如下步骤:

[0036] (3.1) 计算 S(k) 中激光点投影至飞行器所在水平面的二维坐标:

[0037] 记 p_i 为 S(k) 的第 i 个激光点 ($i = 1, 2, \dots, N_0$), N_0 为 S(k) 中激光点的数量, $x_{p_i}^b$ 和 $y_{p_i}^b$ 为 p_i 在机体系中的坐标, 记 $\theta(k-1)$ 和 $\phi(k-1)$ 分别为飞行器在 k-1时刻的俯仰角和横滚角, p_i 投影至飞行器所在水平面的二维坐标 $x_{p_i}^h$ 和 $y_{p_i}^h$ 根据下式计算:

[0038] $x_{p_i}^h = \cos \theta(k-1) * x_{p_i}^b + \sin \phi(k-1) \sin \theta(k-1) * y_{p_i}^b$

[0039] $y_{p_i}^h = \cos \theta(k-1) * y_{p_i}^b$

[0040] (3.2) 检测 S(k) 中的撕裂点:

[0041] 计算 S(k) 相邻序号激光点之间的距离 $L_{p_{i+1}}^{p_i} = \sqrt{(x_{p_i}^b - x_{p_{i+1}}^b)^2 + (y_{p_i}^b - y_{p_{i+1}}^b)^2}$, 若

$L_{p_{i+1}}^{p_i}$ 大于阈值 E_t , 则 p_i 和 p_{i+1} 为撕裂点。记撕裂点集合为 $\{p_{t_r}\}$, $1 \leq r \leq N_t$, N_t 为撕裂点的数量。

[0042] (3.3) 检测 S(k) 中的角点, 将点云数据分群:

[0043] 若 dc 大于阈值 E_c 则 p_i 为角点, 且撕裂点不是角点, 即 $p_i \notin \{p_{t_r}\}$, dc 的计算公式如下:

[0044]
$$dc = \sqrt{\frac{\left(\sum_{j=i-5}^{i-1} (x_{p_j}^b - x_{p_i}^b) + \sum_{j=i+1}^{i+5} (x_{p_j}^b - x_{p_i}^b) \right)^2 + \left(\sum_{j=i-5}^{i-1} (y_{p_j}^b - y_{p_i}^b) + \sum_{j=i+1}^{i+5} (y_{p_j}^b - y_{p_i}^b) \right)^2}{x_{p_i}^{b2} + y_{p_i}^{b2}}}$$

[0045] 记角点集合为 $\{p_{t_c}\}$, $1 \leq c \leq N_c$, N_c 为角点的数量。将角点和撕裂点作为分群的标

志,根据激光点在S(k)中的序号依次从 p_1 遍历到 p_{N_0} ,将点云数据分群,记为 $s_m, 1 \leq m \leq N_m, N_m$ 为点群的数量。

[0046] (3.4) 筛选直线特征,将点云数据分群:

[0047] 记直线方程为 $x = a_{1m}y + a_{2m}$,记 q_{im} 为 s_m 的第 i 个激光点($i = 1, 2, \dots, N_{1m}$), N_{1m} 为 s_m 中激光点的数量, $x_{q_{im}}^h$ 和 $y_{q_{im}}^h$ 为 q_{im} 在机体体系中的坐标,根据下式计算直线方程的参数 a_{1m} 和 a_{2m} :

$$[0048] \quad a_{1m} = \frac{N_{1m} * \sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * x_{q_{im}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} x_{q_{im}}^h \right)}{N_{1m} * \sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * y_{q_{im}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right)}$$

$$[0049] \quad a_{2m} = \frac{\sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * y_{q_{im}}^h) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} x_{q_{im}}^h \right) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * x_{q_{im}}^h) \right)}{N_{1m} * \sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * y_{q_{im}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right)}$$

[0050] 比较相邻两个点群的直线方程参数 a_{1m} 和 a_{2m} ,当 $|a_{1j} - a_{1(j+1)}| > E_{a1}$ 或 $|a_{2j} - a_{2(j+1)}| > E_{a2}$ ($j = 1, 2, \dots, N_m - 1$)时,其中 E_{a1}, E_{a2} 为设置的阈值,以 s_{j+1} 最小序号激光点为分群标志,根据激光点在S(k)中的序号依次从 p_1 遍历到 p_{N_0} ,将点云数据分群,根据激光点在S(k)的序号,计算每个点群中序号最小的点与序号最大的点之间的距离 L_{s_g} ,筛选出 L_{s_g} 大于阈值 L_t 的点群,记为点群 $S_d, 1 \leq d \leq N_d, N_d$ 为点群的数量。

[0051] (3.5) 拟合多边几何环境:

[0052] 记直线方程为 $x = A_{1d}y + A_{2d}$,记 q_{id} 为 s_d 的第 i 个激光点($i = 1, 2, \dots, N_{1d}$), N_{1d} 为 s_d 中激光点的数量, $x_{q_{id}}^h$ 和 $y_{q_{id}}^h$ 为 q_{id} 在机体体系中的坐标,根据下式计算直线方程的参数 A_{1d} 和 A_{2d} :

$$[0053] \quad A_{1d} = \frac{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * x_{q_{id}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} x_{q_{id}}^h \right)}{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * y_{q_{id}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right)}$$

$$[0054] \quad A_{2d} = \frac{\sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * y_{q_{id}}^h) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} x_{q_{id}}^h \right) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * x_{q_{id}}^h) \right)}{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * y_{q_{id}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right)}$$

[0055] 进一步的,步骤(4)中计算k时刻四旋翼飞行器相对于多边几何环境的相对偏航角及其在导航系下坐标的方法为:

[0056] (4.1) 确定参考坐标系:

[0057] 参考坐标系原点为参考边中点,Z轴竖直向下,X轴垂直指向参考边,Y轴根据右手定则确定.参考边确定方法如下:

[0058] ①计算预测偏航角 ψ_c ,方法如下:

[0059] a. 若 $A_{1d_{\min}}=0$, 则四旋翼飞行器的初始偏航角 ψ_{ini} 为:

$$[0060] \quad \psi_{ini} = \begin{cases} 0 & A_{2d_{\min}} \geq 0 \\ \pi & A_{2d_{\min}} < 0 \end{cases}$$

[0061] b. 若 $A_{1d_{\min}} \neq 0$, 则四旋翼飞行器的初始偏航角 ψ_{ini} 为:

$$[0062] \quad \psi_{ini} = \begin{cases} \arctan(A_{1d_{\min}}) & A_{2d_{\min}} \geq 0 \\ \pi - |\arctan(A_{1d_{\min}})| & A_{1d_{\min}} < 0, A_{2d_{\min}} < 0 \\ |\arctan(A_{1d_{\min}})| - \pi & A_{1d_{\min}} > 0, A_{2d_{\min}} < 0 \end{cases}$$

[0063] ②对预测偏航角 ψ_c 的计算公式如下: $\psi_c = \psi + \psi_{ini}$

[0064] ③根据预测的偏航角 ψ_c , 确定k时刻的参考边, 计算方法如下:

[0065] a. 若 $\psi_c = \frac{\pi}{2}$, 则参考边为 A_{1d} 最大值对应的直线, 其直线参数为 $A_{1d_{ref}}$ 、 $A_{2d_{ref}}$;

[0066] b. 若 $\psi_c \neq \frac{\pi}{2}$, 则预测参考边斜率为:

$$[0067] \quad A_c = \begin{cases} \tan \psi_c^b & -\frac{\pi}{2} < \psi_c < \frac{\pi}{2} \\ -\tan \psi_c^b & \frac{\pi}{2} < |\psi_c| \leq \pi \end{cases}$$

[0068] 计算 $(A_{1d} - A_c)$ 的值, 当 $(A_{1d} - A_c)$ 取最小值时, 对应的直线即为参考边, 其直线参数为 $A_{1d_{ref}}$ 、 $A_{2d_{ref}}$, E_{1A} 为设置的阈值,

[0069] (4.2) 计算偏航角:

[0070] ①若 $A_{1d_{ref}}=0$, 则四旋翼飞行器的偏航角 $\psi_1(k)$ 为:

$$[0071] \quad \psi_1(k) = \begin{cases} 0 & A_{2d_{ref}} \geq 0 \\ \pi & A_{2d_{ref}} < 0 \end{cases}$$

[0072] ②若 $A_{1d_{ref}} \neq 0$, 则四旋翼飞行器的偏航角 $\psi_1(k)$ 为:

$$[0073] \quad \psi_1(k) = \begin{cases} \arctan(A_{1d_{ref}}) & A_{2d_{ref}} \geq 0 \\ \pi - |\arctan(A_{1d_{ref}})| & A_{1d_{ref}} < 0, A_{2d_{ref}} < 0 \\ |\arctan(A_{1d_{ref}})| - \pi & A_{1d_{ref}} \geq 0, A_{2d_{ref}} < 0 \end{cases}$$

[0074] 其中, 四旋翼飞行器机头方向垂直指向于参考边的偏航角为0, 顺时针旋转为正。

[0075] (4.3) 计算在导航系下的坐标:

[0076] ①参考边对应点群为 $S_{d_{ref}}$, 分别计算该点群所拟合的直线与点群 $S_{d_{ref}+1}$ 和点群 $S_{d_{ref}-1}$ 所拟合直线的交点, 分别记为点M、N, 其在机体系下的坐标分别为 (x_M^h, y_M^h) 、 (x_N^h, y_N^h) , 计算线段MN的距离, 记为 l_{MN} , 计算公式如下:

$l_{MN} = \sqrt{(x_M^h - x_N^h)^2 + (y_M^h - y_N^h)^2}$, 点M在导航系下的坐标为 $(0, \frac{l_{MN}}{2})$ 。

[0077] ② 计算飞行器相对于参考边的距离, 记为 l_{ref} , 计算公式如下:

$l_{ref} = A_{2d_{ref}}^2 / (|A_{1d_{ref}}| \sqrt{A_{2d_{ref}}^2 + A_{2d_{ref}}^2 / A_{1d_{ref}}^2})$, 飞行器在导航系下x轴坐标为: $x^n = -l_{ref}$ 。

[0078] ③ 计算直线 $\frac{x}{y} = -\frac{1}{A_{1d_{ref}}}$ 与参考边所拟合直线的交点, 记为点F, 在机体系下的坐标

为 (x_F^h, y_F^h) , 线段MF的长度计算公式为: $l_{MF} = \sqrt{(x_M^h - x_F^h)^2 + (y_M^h - y_F^h)^2}$, 飞行器在导航系下y轴

坐标为 $y^n = \frac{l_{MN}}{2} - l_{MF}$ 。

[0079] 进一步的, 步骤(5)中计算k时刻多边几何环境的几何重心的方法为:

[0080] (5.1) 几何重心为多边几何内接圆圆心, 记计算机体系原点为初定内接圆圆心 O , 坐标记为 (x_O^h, y_O^h) , 到点群 S_d 对应的直线的距离 L_d , 计算公式如下:

$$[0081] \quad L_d = \begin{cases} A_{2d} & A_{1d} = 0 \\ A_{2d}^2 / (|A_{1d}| \sqrt{A_{2d}^2 + A_{2d}^2 / A_{1d}^2}) & A_{1d} \neq 0 \end{cases}$$

[0082] (5.2) 筛选出其中与圆心距离最短和次短的两条直线对应的点群 S_p 和 S_q , 最短距离为 L_A , 与其对应的直线方程参数 A_{1p} 、 A_{2p} 以及 A_{1q} 、 A_{2q} 。建立直线方程

$\frac{x - x_O^h}{y - y_O^h} = -\frac{1}{A_{1p}}$, $\frac{x - x_O^h}{y - y_O^h} = -\frac{1}{A_{2p}}$ (若 $A_{1p} = 0$, 直线方程为 $y = y_O^h$; 若 $A_{1p} = \infty$, 直线方程为 $x = x_O^h$),

分别计算其与对应点群直线的交点A、B, 坐标为 (x_A^h, y_A^h) 、 (x_B^h, y_B^h) 。

[0083] (5.3) 设一坐标点C, 坐标为 (x_C^h, y_C^h) , 使得 $\overline{CA} / \overline{CB} = L_p / L_q$, 其中

$$\begin{cases} x_C^h = x_A^h + \frac{L_p}{L_p + L_q} (x_B^h - x_A^h) \\ y_C^h = y_A^h + \frac{L_p}{L_p + L_q} (y_B^h - y_A^h) \end{cases}$$

[0084] 在点C与原点延长线上取一点 O' , 坐标为 $(x_{O'}^h, y_{O'}^h)$, O' 为新的圆心坐标, 其中

$$[0085] \quad \begin{cases} x_{O'}^h = x_C^h + a \frac{x_O^h - x_C^h}{\sqrt{(x_O^h - x_C^h)^2 + (y_O^h - y_C^h)^2}} \\ y_{O'}^h = y_C^h + a \frac{y_O^h - y_C^h}{\sqrt{(x_O^h - x_C^h)^2 + (y_O^h - y_C^h)^2}} \end{cases}, a \text{ 为步长因子。}$$

[0086] 计算点 O' 到点群 S_d 对应的直线的距离, 筛选出其中与点 O' 距离最短的直线, 其距离为 $L_{O'}$ 。

[0087] (5.4) 若 $L_{O'} > L_A$, 重复2)和3); 若 $L_{O'} < L_A$, 舍去 O' , 回到上一步确定的圆心坐标, 将

步长因子改为原来的0.618,重复1)和2),重新计算圆心坐标。直至a小于阈值 Δa ,记录机体系下0'坐标。

[0088] (5.5) 0'即为k时刻多边几何环境的几何重心,在导航系下的坐标为 $[x_{O'}^n, y_{O'}^n, z_{O'}^n]$,计算公式如下:

$$[0089] \quad [x_{O'}^n, y_{O'}^n, z_{O'}^n]^T = \begin{bmatrix} \cos \psi_l & -\sin \psi_l & 0 \\ \sin \psi_l & \cos \psi_l & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} [x_{O'}^h, y_{O'}^h, z_{O'}^h]^T + \mathbf{T}_{3 \times 3}$$

[0090] 其中, $z_{O'}^h = h_b(k)$,为气压高度计信息, ψ_l 为偏航角, $\mathbf{T}_{2 \times 2}$ 为(k-1)时刻飞行器在导航系下的位置。

[0091] 进一步的,步骤(6)中通过卡尔曼滤波器,对k时刻四旋翼飞行器的姿态、速度、位置进行校正:

[0092] (6.1) 计算一步预测均方误差 $P_{k|k-1}$:

[0093] $P(k|k-1) = A(k, k-1) P(k-1|k-1) A(k, k-1)^T + G(k-1) W(k-1) G(k-1)^T$ 式中,

$$A(k, k-1) = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{4 \times 4} + 0.5 * \Delta T * \mathbf{M}_{4 \times 4} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & -0.5 * \Delta T * \mathbf{\Xi}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \Delta T * \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -0.5 * \Delta T^2 * \mathbf{C}_b^n \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\Delta T * \mathbf{C}_b^n \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{M}_{4 \times 4} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{nbx}^b(k) & -\omega_{nby}^b(k) & -\omega_{nbz}^b(k) \\ \omega_{nbx}^b(k) & 0 & \omega_{nbz}^b(k) & -\omega_{nby}^b(k) \\ \omega_{nby}^b(k) & -\omega_{nbz}^b(k) & 0 & \omega_{nbx}^b(k) \\ \omega_{nbz}^b(k) & \omega_{nby}^b(k) & -\omega_{nbx}^b(k) & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{\Xi}_{4 \times 3} = \begin{bmatrix} -q_1(k-1) & -q_2(k-1) & -q_3(k-1) \\ q_0(k-1) & -q_3(k-1) & q_2(k-1) \\ q_3(k-1) & q_0(k-1) & -q_1(k-1) \\ -q_2(k-1) & q_1(k-1) & q_0(k-1) \end{bmatrix},$$

$\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 为 3×3 的单位矩阵, $\mathbf{I}_{4 \times 4}$ 为 4×4 的单位矩阵, $\mathbf{0}_{3 \times 3}$ 为 3×3 的零矩阵, $\mathbf{0}_{3 \times 4}$ 为 3×4 的零矩阵, $A(k, k-1)$ 为滤波器k-1时刻到k时刻的滤波器一步转移矩阵; $P(k-1|k-1)$ 为k-1时刻的状态估计均方差, $P(k|k-1)$ 为k-1时刻到k时刻的一步预测均方差;

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -0.5 * \Delta T * \mathbf{\Xi}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -0.5 * \Delta T^2 * \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\Delta T * \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \mathbf{G} \text{为滤波器k-1时刻的滤波器噪声系数矩}$$

阵, $\mathbf{W} = [\varepsilon_{\omega_x} \quad \varepsilon_{\omega_y} \quad \varepsilon_{\omega_z} \quad \varepsilon_{f_x} \quad \varepsilon_{f_y} \quad \varepsilon_{f_z} \quad \tilde{\varepsilon}_{\omega_x} \quad \tilde{\varepsilon}_{\omega_y} \quad \tilde{\varepsilon}_{\omega_z} \quad \tilde{\varepsilon}_{f_x} \quad \tilde{\varepsilon}_{f_y} \quad \tilde{\varepsilon}_{f_z}]^T$, \mathbf{W} 为k-1时刻状态噪声, ε_{ω_x} 、 ε_{ω_y} 和 ε_{ω_z} 分别为 ω_{nbx}^b 、 ω_{nby}^b 和 ω_{nbz}^b 的模型噪声, ε_{f_x} 、 ε_{f_y} 和 ε_{f_z} 分别为 f_{nbx}^b 、 f_{nby}^b 和 f_{nbz}^b 的模型噪声, $\tilde{\varepsilon}_{\omega_x}$ 、 $\tilde{\varepsilon}_{\omega_y}$ 和 $\tilde{\varepsilon}_{\omega_z}$ 分别为 β_{gx}^b 、 β_{gy}^b 、 β_{gz}^b 的噪声标准差, $\tilde{\varepsilon}_{f_x}$ 、 $\tilde{\varepsilon}_{f_y}$ 和 $\tilde{\varepsilon}_{f_z}$ 分别为 β_{ax}^b 、 β_{ay}^b 、 β_{az}^b 的噪声标准差;

[0094] (6.2) 计算k时刻扩展卡尔曼滤波器滤波增益 $K(k)$:

$$[0095] \quad \mathbf{K}(k) = \mathbf{P}(k|k-1) \mathbf{H}(k)^T [\mathbf{H}(k) \mathbf{P}(k|k-1) \mathbf{H}(k)^T + \mathbf{R}(k)]^{-1}$$

$$[0096] \quad \text{式中, } \mathbf{H}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{\Pi} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} & \mathbf{\Lambda}_a & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} & \mathbf{\Lambda}_b & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} & \mathbf{\Lambda}_c & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \end{bmatrix}, \Lambda_a = [1 \ 0 \ 0], \Lambda_b = [0 \ 1 \ 0], \Lambda_c = [0 \ 0$$

$$-1], \Theta_a = [q_0(k-1)^2 + q_1(k-1)^2 - q_2(k-1)^2 - q_3(k-1)^2 \ 2(q_1(k-1)q_2(k-1) + q_0(k-1)q_3(k-1)) \ 2(q_1(k-1)q_3(k-1) - q_0(k-1)q_2(k-1))] , \Theta_b = [2(q_1(k-1)q_2(k-1) - q_0(k-1)q_3(k-1)) \ q_0(k-1)^2 + q_2(k-1)^2 - q_1(k-1)^2 - q_3(k-1)^2 \ 2(q_2(k-1)q_3(k-1) + q_0(k-1)q_1(k-1))] ,$$

$$\mathbf{\Pi} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \psi(\mathbf{Q}(k-1))}{\partial q_0(k-1)} & \frac{\partial \psi(\mathbf{Q}(k-1))}{\partial q_1(k-1)} & \frac{\partial \psi(\mathbf{Q}(k-1))}{\partial q_2(k-1)} & \frac{\partial \psi(\mathbf{Q}(k-1))}{\partial q_3(k-1)} \end{bmatrix},$$

$$\psi(\mathbf{Q}(k-1)) = \tan^{-1} \left(\frac{2(q_1(k-1) * q_2(k-1) + q_0(k-1) * q_3(k-1))}{q_0(k-1)^2 + q_1(k-1)^2 - q_2(k-1)^2 - q_3(k-1)^2} \right), \mathbf{H}(k) \text{ 为 } k \text{ 时刻量测矩阵, } \mathbf{K}(k) \text{ 为 } k$$

时刻的滤波增益, $\mathbf{R}(k) = \text{diag} \left(\left[\varepsilon_{f_x}^r \ \varepsilon_{f_y}^r \ \varepsilon_{\psi}^r \ \varepsilon_d^r \ \varepsilon_{h_b}^r \right]^2 \right)$, 为 k 时刻的量测噪声, diag 表示矩阵对角化, 其中 $\varepsilon_{f_x}^r$ 、 $\varepsilon_{f_y}^r$ 、 ε_{ψ}^r 、 ε_d^r 、 $\varepsilon_{h_b}^r$ 分别为 f_{nbx}^b 、 f_{nby}^b 、 ψ_1 、 d 、 h_b 的噪声; k_{H_x} 、 k_{H_y} 为模型参数, 均为常数, 通过离线辨识方法获得; $0_{4 \times 1}$ 为 4×1 的零矩阵, $0_{3 \times 1}$ 为 3×1 的零矩阵, $0_{6 \times 1}$ 为 6×1 的零矩阵;

[0097] (6.3) 计算 k 时扩展卡尔曼滤波器状态估计值 $\hat{\mathbf{X}}(k|k)$:

$$[0098] \quad \hat{\mathbf{X}}(k|k) = \hat{\mathbf{X}}(k|k-1) + \mathbf{K}(k)[\mathbf{Y}(k) - \mathbf{H}(k)\hat{\mathbf{X}}(k|k-1)]$$

[0099] 式中,

$$[0100] \quad \hat{\mathbf{X}}(k|k-1) = [q_0(k) \ q_1(k) \ q_2(k) \ q_3(k) \ p_x^n(k) \ p_y^n(k) \ p_z^n(k) \ V_{nbx}^n(k) \ V_{nby}^n(k) \ V_{nbz}^n(k) \ \beta_{gx}^b(k) \ \beta_{gy}^b(k) \ \beta_{gz}^b(k) \ \beta_{ax}^b(k) \ \beta_{az}^b(k)]^T,$$

[0101] $\hat{\mathbf{X}}(k|k-1)$ 为 k 时刻状态量的估计值, $\hat{\mathbf{X}}(k|k-1)$ 为 $k-1$ 到 k 时刻的状态变量一步预测值, 使用步骤二的预测公式计算得到, $\mathbf{Y}(k) = [\psi_1(k) \ x^n \ y^n \ h_b(k)]^T$ 为 k 时刻的量测值, 通过步骤四和步骤五获得;

[0102] (6.4) 计算 k 时刻扩展卡尔曼滤波器估计均方误差 $\mathbf{P}(k|k)$:

$$[0103] \quad \mathbf{P}(k|k) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}(k) \mathbf{H}(k)] \mathbf{P}(k|k-1)$$

[0104] 式中, $\mathbf{P}(k|k)$ 为 k 时刻估计均方误差, \mathbf{I} 为单位矩阵。

[0105] 工作原理: 本发明通过激光雷达对多边几何环境进行辨识, 对四旋翼飞行器距周边环境的距离、航向进行估计, 并进一步与惯性传感器相融合, 计算四旋翼飞行器的姿态、速度、位置信息, 进而生成制导指令, 解决四旋翼飞行器在多变几何环境中的稳定飞行问题。

[0106] 有益效果: 与现有技术相比, 本发明具有以下优点: 通过本发明, 可以在连续多边几何环境中, 完成基于激光雷达的四旋翼飞行器姿态、速度、位置的解算, 并生成制导指令保障其在环境中心稳定飞行。

附图说明

[0107] 图1为本发明流程示意图；

[0108] 图2为确定多边几何结构重心方法的流程示意图。

具体实施方式

[0109] 如图1所示,本发明具体步骤如下:

[0110] 步骤(1):周期读取k时刻四旋翼飞行器机载传感器信息,包括激光雷达信息 $S(k)$,陀螺仪信息 $\omega_{nb}^b(k)$,加速度计信息 $f_{nb}^b(k)$,气压高度计信息 $h_b(k)$;

[0111] 步骤(2):通过惯性传感器,预测k时刻四旋翼飞行器的姿态、速度、位置,具体方法如下:

[0112] (2.1)姿态四元数预测采用如下公式:

$$[0113] \quad \mathbf{Q}(k) = \mathbf{Q}(k-1) + 0.5 * \Delta T * \Omega(\bar{\omega}_{nb}^b(k)) * \mathbf{Q}(k-1)$$

[0114] 其中, $\mathbf{Q}(k) = [q_0(k) \ q_1(k) \ q_2(k) \ q_3(k)]^T$ 为k时刻的姿态四元数,上标T表示矩阵的转置; $\mathbf{Q}(k-1) = [q_0(k-1) \ q_1(k-1) \ q_2(k-1) \ q_3(k-1)]^T$ 为k-1时刻的姿态四元数; ΔT 为离散采样周期; $\Omega(\bar{\omega}_{nb}^b(k))$ 通过下式计算:

$$[0115] \quad \Omega(\bar{\omega}_{nb}^b(k)) = \begin{bmatrix} 0 & -\bar{\omega}_{nbx}^b(k) & -\bar{\omega}_{nby}^b(k) & -\bar{\omega}_{nbz}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nbx}^b(k) & 0 & \bar{\omega}_{nbz}^b(k) & -\bar{\omega}_{nby}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nby}^b(k) & -\bar{\omega}_{nbz}^b(k) & 0 & \bar{\omega}_{nbx}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nbz}^b(k) & \bar{\omega}_{nby}^b(k) & -\bar{\omega}_{nbx}^b(k) & 0 \end{bmatrix}$$

[0116] 其中 $\bar{\omega}_{nbx}^b(k)$ 、 $\bar{\omega}_{nby}^b(k)$ 、 $\bar{\omega}_{nbz}^b(k)$ 通过下式计算:

$$[0117] \quad \bar{\omega}_{nb}^b(k) = \begin{bmatrix} \bar{\omega}_{nbx}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nby}^b(k) \\ \bar{\omega}_{nbz}^b(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{nbx}^b(k) - \beta_{gx}^b(k) \\ \omega_{nby}^b(k) - \beta_{gy}^b(k) \\ \omega_{nbz}^b(k) - \beta_{gz}^b(k) \end{bmatrix}$$

[0118] 其中, $\omega_{nbx}^b(k)$ 、 $\omega_{nby}^b(k)$ 、 $\omega_{nbz}^b(k)$ 为k时刻陀螺仪读取的飞行器机体系相对于导航系的角速度在机体系X、Y、Z轴上的分量, $\beta_{gx}^b(k)$ 、 $\beta_{gy}^b(k)$ 、 $\beta_{gz}^b(k)$ 为k时刻陀螺仪的零偏在机体系X、Y、Z轴上的分量;

[0119] (2.2)速度预测采用如下公式:

$$[0120] \quad \mathbf{V}_{nb}^n(k) = \mathbf{V}_{nb}^n(k-1) + \Delta T * (\mathbf{C}_{nb}^n * (\mathbf{f}_{nb}^b(k) - \boldsymbol{\beta}_a^b(k)) + \mathbf{g})$$

[0121] 其中, $\mathbf{f}_{nb}^b(k) = [f_{nbx}^b(k) \ f_{nby}^b(k) \ f_{nbz}^b(k)]^T$, $f_{nbx}^b(k)$ 、 $f_{nby}^b(k)$ 、 $f_{nbz}^b(k)$ 为k时刻加速度计读取的飞行器机体系相对于导航系的加速度在机体系X、Y、Z轴上的分量;

$\boldsymbol{\beta}_a^b(k) = [\beta_{ax}^b(k) \ \beta_{ay}^b(k) \ \beta_{az}^b(k)]^T$, $\beta_{ax}^b(k)$ 、 $\beta_{ay}^b(k)$ 、 $\beta_{az}^b(k)$ 为k时刻加速度计零偏在机体系X、Y、Z轴上的分量; $\mathbf{g} = [0 \ 0 \ g]^T$,g为当地重力加速度值;

$\mathbf{V}_{nb}^n(k) = [V_{nbx}^n(k) \ V_{nby}^n(k) \ V_{nbz}^n(k)]^T$, $V_{nbx}^n(k)$ 、 $V_{nby}^n(k)$ 、 $V_{nbz}^n(k)$ 为k时刻机体系相对于

导航系的线速度在导航系X、Y、Z轴上的分量；

$\mathbf{V}_{nb}^n(k-1) = [V_{nbx}^n(k-1) \quad V_{nby}^n(k-1) \quad V_{nbz}^n(k-1)]^T$ ， $V_{nbx}^n(k-1)$ 、 $V_{nby}^n(k-1)$ 、 $V_{nbz}^n(k-1)$ 为k-1时刻机体相对于导航系的线速度在导航系X、Y、Z轴上的分量；

[0122] \mathbf{C}_b^n 为机体到导航系之间的姿态矩阵，通过下式计算：

$$[0123] \quad \mathbf{C}_b^n = (\mathbf{C}_n^b)^T$$

$$[0124] \quad \mathbf{C}_n^b = \begin{bmatrix} q_0(k-1)^2 + q_1(k-1)^2 - q_2(k-1)^2 - q_3(k-1)^2 & 2(q_1(k-1)q_2(k-1) + q_0(k-1)q_3(k-1)) & 2(q_1(k-1)q_3(k-1) - q_0(k-1)q_2(k-1)) \\ 2(q_1(k-1)q_2(k-1) - q_0(k-1)q_3(k-1)) & q_0(k-1)^2 + q_2(k-1)^2 - q_1(k-1)^2 - q_3(k-1)^2 & 2(q_2(k-1)q_3(k-1) + q_0(k-1)q_1(k-1)) \\ 2(q_1(k-1)q_3(k-1) + q_0(k-1)q_2(k-1)) & 2(q_2(k-1)q_3(k-1) - q_0(k-1)q_1(k-1)) & q_0(k-1)^2 + q_3(k-1)^2 - q_1(k-1)^2 - q_2(k-1)^2 \end{bmatrix}$$

[0125] (2.3) 位置预测采用如下公式：

$$[0126] \quad \mathbf{p}^n(k) = \mathbf{p}^n(k-1) + \mathbf{V}_{nb}^n(k-1) * \Delta T + 0.5 * (\mathbf{C}_b^n * (\mathbf{f}_{nb}^b(k) - \mathbf{\beta}_a^b(k)) + \mathbf{g}) * \Delta T^2$$

[0127] 其中，k时刻的位置 $\mathbf{p}^n(k) = [p_x^n(k) \quad p_y^n(k) \quad p_z^n(k)]^T$ ， $p_x^n(k)$ 、 $p_y^n(k)$ 、 $p_z^n(k)$ 分别为飞行器k时刻在导航系X、Y、Z轴上的位置坐标；k-1时刻的位置 $\mathbf{p}^n(k-1) = [p_x^n(k-1) \quad p_y^n(k-1) \quad p_z^n(k-1)]^T$ ， $p_x^n(k-1)$ 、 $p_y^n(k-1)$ 、 $p_z^n(k-1)$ 分别为飞行器k-1时刻在导航系X、Y、Z轴上的位置坐标；

[0128] (2.4) 加速度计零偏 $\mathbf{\beta}_a^b$ 和陀螺仪零偏 $\mathbf{\beta}_g^b$ 预测采用如下公式：

$$[0129] \quad \mathbf{\beta}_a^b(k) = [\beta_{ax}^b(k-1) \quad \beta_{ay}^b(k-1) \quad \beta_{az}^b(k-1)]^T$$

$$[0130] \quad \mathbf{\beta}_g^b(k) = [\beta_{gx}^b(k-1) \quad \beta_{gy}^b(k-1) \quad \beta_{gz}^b(k-1)]^T$$

[0131] 其中， $\beta_{ax}^b(k-1)$ 、 $\beta_{ay}^b(k-1)$ 、 $\beta_{az}^b(k-1)$ 为k-1时刻加速度计零偏在机体系X、Y、Z轴上的分量； $\beta_{gx}^b(k-1)$ 、 $\beta_{gy}^b(k-1)$ 、 $\beta_{gz}^b(k-1)$ 为k-1时刻陀螺仪的零偏在机体系X、Y、Z轴上的分量。

[0132] 步骤(3)：辨识k时刻多边几何环境特征，具体方法如下：

[0133] (3.1) 计算S(k)中激光点投影至飞行器所在水平面的二维坐标：

[0134] 记 p_i 为S(k)的第i个激光点($i=1, 2, \dots, N_0$)， N_0 为S(k)中激光点的数量， $x_{p_i}^b$ 和 $y_{p_i}^b$ 为 p_i 在机体系中的坐标，记 $\theta(k-1)$ 和 $\phi(k-1)$ 分别为飞行器在k-1时刻的俯仰角和横滚角， p_i 投影至飞行器所在水平面的二维坐标 $x_{p_i}^h$ 和 $y_{p_i}^h$ 根据下式计算：

$$[0135] \quad x_{p_i}^h = \cos \theta(k-1) * x_{p_i}^b + \sin \phi(k-1) \sin \theta(k-1) * y_{p_i}^b$$

$$[0136] \quad y_{p_i}^h = \cos \theta(k-1) * y_{p_i}^b$$

[0137] (3.2) 检测S(k)中的撕裂点：

[0138] 计算S(k)相邻序号激光点之间的距离 $L_{p_i, p_{i+1}}^{p_i} = \sqrt{(x_{p_i}^b - x_{p_{i+1}}^b)^2 + (y_{p_i}^b - y_{p_{i+1}}^b)^2}$ ，若 $L_{p_i, p_{i+1}}^{p_i}$

大于阈值 E_t ，则 p_i 和 p_{i+1} 为撕裂点。记撕裂点集合为 $\{p_r\}$ ， $1 \leq r \leq N_t$ ， N_t 为撕裂点的数量。

[0139] (3.3) 检测S(k)中的角点,将点云数据分群:

[0140] 若dc大于阈值 E_c 则 p_i 为角点,且撕裂点不是角点,即 $p_i \notin \{p_t\}$,dc的计算公式如下:

$$[0141] \quad dc = \sqrt{\frac{\left(\sum_{j=i-5}^{i-1} (x_{p_j}^b - x_{p_i}^b) + \sum_{j=i+1}^{i+5} (x_{p_j}^b - x_{p_i}^b) \right)^2 + \left(\sum_{j=i-5}^{i-1} (y_{p_j}^b - y_{p_i}^b) + \sum_{j=i+1}^{i+5} (y_{p_j}^b - y_{p_i}^b) \right)^2}{x_{p_i}^{b2} + y_{p_i}^{b2}}}$$

[0142] 记角点集合为 $\{p_{t_c}\}$, $1 \leq c \leq N_c$, N_c 为角点的数量。将角点和撕裂点作为分群的标志,根据激光点在S(k)中的序号依次从 p_1 遍历到 p_{N_0} ,将点云数据分群,记为 s_m , $1 \leq m \leq N_m$, N_m 为点群的数量。

[0143] (3.4) 筛选直线特征,将点云数据分群:

[0144] 记直线方程为 $x = a_{1m}y + a_{2m}$,记 q_{im} 为 s_m 的第i个激光点($i = 1, 2, \dots, N_{1m}$), N_{1m} 为 s_m 中激光点的数量, $x_{q_{im}}^h$ 和 $y_{q_{im}}^h$ 为 q_{im} 在机体系中的坐标,根据下式计算直线方程的参数 a_{1m} 和 a_{2m} :

$$[0145] \quad a_{1m} = \frac{N_{1m} * \sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * x_{q_{im}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} x_{q_{im}}^h \right)}{N_{1m} * \sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * y_{q_{im}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right)}$$

$$[0146] \quad a_{2m} = \frac{\sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * y_{q_{im}}^h) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} x_{q_{im}}^h \right) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * x_{q_{im}}^h) \right)}{N_{1m} * \sum_{i=1}^{N_{1m}} (y_{q_{im}}^h * y_{q_{im}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1m}} y_{q_{im}}^h \right)}$$

[0147] 比较相邻两个点群的直线方程参数 a_{1m} 和 a_{2m} ,当 $|a_{1j} - a_{1(j+1)}| > E_{a1}$ 或 $|a_{2j} - a_{2(j+1)}| > E_{a2}$ ($j = 1, 2, \dots, N_m - 1$)时,其中 E_{a1} 、 E_{a2} 为设置的阈值,以 s_{j+1} 最小序号激光点为分群标志,根据激光点在S(k)中的序号依次从 p_1 遍历到 p_{N_0} ,将点云数据分群,根据激光点在S(k)的序号,计算每个点群中序号最小的点与序号最大的点之间的距离 L_{s_g} ,筛选出 L_{s_g} 大于阈值 L_t 的点群,记为点群 S_d , $1 \leq d \leq N_d$, N_d 为点群的数量。

[0148] (3.5) 拟合多边几何环境:

[0149] 记直线方程为 $x = A_{1d}y + A_{2d}$,记 q_{id} 为 s_d 的第i个激光点($i = 1, 2, \dots, N_{1d}$), N_{1d} 为 s_d 中激光点的数量, $x_{q_{id}}^h$ 和 $y_{q_{id}}^h$ 为 q_{id} 在机体系中的坐标,根据下式计算直线方程的参数 A_{1d} 和 A_{2d} :

$$[0150] \quad A_{1d} = \frac{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * x_{q_{id}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} x_{q_{id}}^h \right)}{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{q_{id}}^h * y_{q_{id}}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{q_{id}}^h \right)}$$

$$[0151] \quad A_{2d} = \frac{\sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{qid}^h * y_{qid}^h) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} x_{qid}^h \right) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{qid}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{qid}^h * x_{qid}^h) \right)}{N_{1d} * \sum_{i=1}^{N_{1d}} (y_{qid}^h * y_{qid}^h) - \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{qid}^h \right) * \left(\sum_{i=1}^{N_{1d}} y_{qid}^h \right)}$$

[0152] 步骤(4):计算k时刻四旋翼飞行器相对于多边几何环境的相对偏航角及其在导航系下的坐标,具体方法如下:

[0153] (4.1) 确定参考坐标系:

[0154] 参考坐标系原点为参考边中点,Z轴竖直向下,X轴垂直指向参考边,Y轴根据右手定则确定.参考边确定方法如下:

[0155] ①计算预测偏航角 ψ_c ,方法如下:

[0156] a. 若 $A_{1d_{min}} = 0$,则四旋翼飞行器的初始偏航角 ψ_{ini} 为:

$$[0157] \quad \psi_{ini} = \begin{cases} 0 & A_{2d_{min}} \geq 0 \\ \pi & A_{2d_{min}} < 0 \end{cases}$$

[0158] b. 若 $A_{1d_{min}} \neq 0$,则四旋翼飞行器的初始偏航角 ψ_{ini} 为:

$$[0159] \quad \psi_{ini} = \begin{cases} \arctan(A_{1d_{min}}) & A_{2d_{min}} \geq 0 \\ \pi - |\arctan(A_{1d_{min}})| & A_{1d_{min}} < 0, A_{2d_{min}} < 0 \\ |\arctan(A_{1d_{min}})| - \pi & A_{1d_{min}} > 0, A_{2d_{min}} < 0 \end{cases}$$

[0160] ②对预测偏航角 ψ_c 的计算公式如下: $\psi_c = \psi + \psi_{ini}$

[0161] ③根据预测的偏航角 ψ_c ,确定k时刻的参考边,计算方法如下:

[0162] a. 若 $\psi_c = \frac{\pi}{2}$,则参考边为 A_{1d} 最大值对应的直线,其直线参数为 $A_{1d_{ref}}$ 、 $A_{2d_{ref}}$;

[0163] b. 若 $\psi_c \neq \frac{\pi}{2}$,则预测参考边斜率为:

$$[0164] \quad A_c = \begin{cases} \tan \psi_c^b & -\frac{\pi}{2} < \psi_c < \frac{\pi}{2} \\ -\tan \psi_c^b & \frac{\pi}{2} < |\psi_c| \leq \pi \end{cases}$$

[0165] 计算 $(A_{1d} - A_c)$ 的值,当 $(A_{1d} - A_c)$ 取最小值时,对应的直线即为参考边,其直线参数为 $A_{1d_{ref}}$ 、 $A_{2d_{ref}}$, E_{1A} 为设置的阈值,

[0166] (4.2) 计算偏航角:

[0167] ①若 $A_{1d_{ref}} = 0$,则四旋翼飞行器的偏航角 $\psi_1(k)$ 为:

$$[0168] \quad \psi_1(k) = \begin{cases} 0 & A_{2d_{ref}} \geq 0 \\ \pi & A_{2d_{ref}} < 0 \end{cases}$$

[0169] ②若 $A_{1d_{ref}} \neq 0$,则四旋翼飞行器的偏航角 $\psi_1(k)$ 为:

$$[0170] \quad \psi_1(k) = \begin{cases} \arctan(A_{1d_{ref}}) & A_{2d_{ref}} \geq 0 \\ \pi - |\arctan(A_{1d_{ref}})| & A_{1d_{ref}} < 0, A_{2d_{ref}} < 0 \\ |\arctan(A_{1d_{ref}})| - \pi & A_{1d_{ref}} \geq 0, A_{2d_{ref}} < 0 \end{cases}$$

[0171] 其中,四旋翼飞行器机头方向垂直指向于参考边的偏航角为0,顺时针旋转为正。

[0172] (4.3) 计算在导航系下的坐标:

[0173] ①参考边对应点群为 $S_{d_{ref}}$,分别计算该点群所拟合的直线与点群 $S_{d_{ref}+1}$ 和点群 $S_{d_{ref}-1}$ 所拟合直线的交点,分别记为点M、N,其在机体系下的坐标分别为 (x_M^h, y_M^h) 、 (x_N^h, y_N^h) ,计算线段MN的距离,记为 l_{MN} ,计算公式如下: $l_{MN} = \sqrt{(x_M^h - x_N^h)^2 + (y_M^h - y_N^h)^2}$,点M在导航系下的坐标为 $(0, \frac{l_{MN}}{2})$ 。

[0174] ②计算飞行器相对于参考边的距离,记为 l_{ref} ,计算公式如下:

$$l_{ref} = A_{2d_{ref}}^2 / (|A_{1d_{ref}}| \sqrt{A_{2d_{ref}}^2 + A_{2d_{ref}}^2 / A_{1d_{ref}}^2}), \text{飞行器在导航系下x轴坐标为: } x^n = -l_{ref}。$$

[0175] ③计算直线 $\frac{x}{y} = -\frac{1}{A_{1d_{ref}}}$ 与参考边所拟合直线的交点,记为点F,在机体系下的坐标

为 (x_F^h, y_F^h) ,线段MF的长度计算公式为: $l_{MF} = \sqrt{(x_M^h - x_F^h)^2 + (y_M^h - y_F^h)^2}$,飞行器在导航系下y轴坐标为 $y^n = \frac{l_{MN}}{2} - l_{MF}$ 。

[0176] 步骤(5):如图2所示,估计k时刻多边几何环境的几何重心,具体方法如下:

[0177] (5.1) 几何重心为多边几何内接圆圆心,记计算机体系原点为初定内接圆圆心 O ,坐标记为 (x_O^h, y_O^h) ,到点群 S_d 对应的直线的距离 L_d ,计算公式如下:

$$[0178] \quad L_d = \begin{cases} A_{2d} & A_{1d} = 0 \\ A_{2d}^2 / (|A_{1d}| \sqrt{A_{2d}^2 + A_{2d}^2 / A_{1d}^2}) & A_{1d} \neq 0 \end{cases}$$

[0179] (5.2) 筛选出其中与圆心距离最短和次短的两条直线对应的点群 S_p 和 S_q ,最短距离为 L_A ,与其对应的直线方程参数 A_{1p} 、 A_{2p} 以及 A_{1q} 、 A_{2q} 。建立直线方程 $\frac{x - x_O^h}{y - y_O^h} = -\frac{1}{A_{1p}}$, $\frac{x - x_O^h}{y - y_O^h} = -\frac{1}{A_{2p}}$ (若 $A_{1p} = 0$,直线方程为 $y = y_O^h$;若 $A_{1p} = \infty$,直线方程为 $x = x_O^h$)

,分别计算其与对应点群直线的交点A、B,坐标为 (x_A^h, y_A^h) 、 (x_B^h, y_B^h) 。

[0180] (5.3) 设一坐标点C,坐标为 (x_C^h, y_C^h) ,使得 $\overline{CA} / \overline{CB} = L_p / L_q$,其中

$$\begin{cases} x_C^h = x_A^h + \frac{L_p}{L_p + L_q} (x_B^h - x_A^h) \\ y_C^h = y_A^h + \frac{L_p}{L_p + L_q} (y_B^h - y_A^h) \end{cases}$$

[0181] 在点C与原点延长线上取一点0', 坐标为 $(x_{0'}^h, y_{0'}^h)$, 0'为新的圆心坐标, 其中

$$[0182] \begin{cases} x_{0'}^h = x_C^h + a \frac{x_{0'}^h - x_C^h}{\sqrt{(x_{0'}^h - x_C^h)^2 + (y_{0'}^h - y_C^h)^2}} \\ y_{0'}^h = y_C^h + a \frac{y_{0'}^h - y_C^h}{\sqrt{(x_{0'}^h - x_C^h)^2 + (y_{0'}^h - y_C^h)^2}} \end{cases}, a \text{ 为步长因子。}$$

[0183] 计算点0'到点群 S_d 对应的直线的距离, 筛选出其中与点0'距离最短的直线, 其距离为 $L_{0'}$ 。

[0184] (5.4) 若 $L_{0'} > L_A$, 重复2)和3); 若 $L_{0'} < L_A$, 舍去0', 回到上一步确定的圆心坐标, 将步长因子改为原来的0.618, 重复1)和2), 重新计算圆心坐标。直至a小于阈值 Δa , 记录机体系下0'坐标。

[0185] (5.5) 0'即为k时刻多边几何环境的几何重心, 在导航系下的坐标为 $[x_{0'}^n, y_{0'}^n, z_{0'}^n]$, 计算公式如下:

$$[0186] [x_{0'}^n, y_{0'}^n, z_{0'}^n]^T = \begin{bmatrix} \cos \psi_1 & -\sin \psi_1 & 0 \\ \sin \psi_1 & \cos \psi_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} [x_{0'}^h, y_{0'}^h, z_{0'}^h]^T + \mathbf{T}_{3 \times 3}$$

[0187] 其中, $z_{0'}^h = h_b(k)$, 为气压高度计信息, ψ_1 为偏航角, $\mathbf{T}_{2 \times 2}$ 为(k-1)时刻飞行器在导航系下的位置。

[0188] 步骤(6): 通过卡尔曼滤波器, 对k时刻四旋翼飞行器的姿态、速度、位置进行校正, 具体方法如下:

[0189] (6.1) 计算一步预测均方误差 $P_{k|k-1}$:

[0190] $P(k|k-1) = A(k, k-1) P(k-1|k-1) A(k, k-1)^T + G(k-1) W(k-1) G(k-1)^T$ 式中,

$$\mathbf{A}(k, k-1) = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{4 \times 4} + 0.5 * \Delta T * \mathbf{M}_{4 \times 4} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & -0.5 * \Delta T * \mathbf{\Xi}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \Delta T * \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -0.5 * \Delta T^2 * \mathbf{C}_b^n \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\Delta T * \mathbf{C}_b^n \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{M}_{4 \times 4} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{nbx}^b(k) & -\omega_{nby}^b(k) & -\omega_{nbz}^b(k) \\ \omega_{nbx}^b(k) & 0 & \omega_{nbz}^b(k) & -\omega_{nby}^b(k) \\ \omega_{nby}^b(k) & -\omega_{nbz}^b(k) & 0 & \omega_{nbx}^b(k) \\ \omega_{nbz}^b(k) & \omega_{nbx}^b(k) & -\omega_{nbx}^b(k) & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{\Xi}_{4 \times 3} = \begin{bmatrix} -q_1(k-1) & -q_2(k-1) & -q_3(k-1) \\ q_0(k-1) & -q_3(k-1) & q_2(k-1) \\ q_3(k-1) & q_0(k-1) & -q_1(k-1) \\ -q_2(k-1) & q_1(k-1) & q_0(k-1) \end{bmatrix},$$

$\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 为 3×3 的单位矩阵, $\mathbf{I}_{4 \times 4}$ 为 4×4 的单位矩阵, $\mathbf{0}_{3 \times 3}$ 为 3×3 的零矩阵, $\mathbf{0}_{3 \times 4}$ 为 3×4 的零矩

阵, $A(k, k-1)$ 为滤波器 $k-1$ 时刻到 k 时刻的滤波器一步转移矩阵; $P(k-1 | k-1)$ 为 $k-1$ 时刻的状态估计均方差, $P(k | k-1)$ 为 $k-1$ 时刻到 k 时刻的一步预测均方差;

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -0.5 * \Delta T * \mathbf{\Xi}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -0.5 * \Delta T^2 * \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\Delta T * \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \mathbf{G} \text{ 为滤波器 } k-1 \text{ 时刻的滤波器噪声系数矩}$$

阵, $\mathbf{W} = [\varepsilon_{\omega_x} \ \varepsilon_{\omega_y} \ \varepsilon_{\omega_z} \ \varepsilon_{f_x} \ \varepsilon_{f_y} \ \varepsilon_{f_z} \ \tilde{\varepsilon}_{\omega_x} \ \tilde{\varepsilon}_{\omega_y} \ \tilde{\varepsilon}_{\omega_z} \ \tilde{\varepsilon}_{f_x} \ \tilde{\varepsilon}_{f_y} \ \tilde{\varepsilon}_{f_z}]^T$, \mathbf{W} 为 $k-1$ 时刻状态

噪声, ε_{ω_x} 、 ε_{ω_y} 和 ε_{ω_z} 分别为 ω_{nbx}^b 、 ω_{nby}^b 和 ω_{nbz}^b 的模型噪声, ε_{f_x} 、 ε_{f_y} 和 ε_{f_z} 分别为 f_{nbx}^b 、 f_{nby}^b 和 f_{nbz}^b 的模型噪声, $\tilde{\varepsilon}_{\omega_x}$ 、 $\tilde{\varepsilon}_{\omega_y}$ 和 $\tilde{\varepsilon}_{\omega_z}$ 分别为 β_{gx}^b 、 β_{gy}^b 、 β_{gz}^b 的噪声标准差, $\tilde{\varepsilon}_{f_x}$ 、 $\tilde{\varepsilon}_{f_y}$ 和 $\tilde{\varepsilon}_{f_z}$ 分别为 β_{ax}^b 、 β_{ay}^b 、 β_{az}^b 的噪声标准差;

[0191] (6.2) 计算 k 时刻扩展卡尔曼滤波器滤波增益 $\mathbf{K}(k)$:

$$[0192] \quad \mathbf{K}(k) = \mathbf{P}(k | k-1) \mathbf{H}(k)^T [\mathbf{H}(k) \mathbf{P}(k | k-1) \mathbf{H}(k)^T + \mathbf{R}(k)]^{-1}$$

$$[0193] \quad \text{式中, } \mathbf{H}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{\Pi} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} & \mathbf{\Lambda}_a & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} & \mathbf{\Lambda}_b & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} & \mathbf{\Lambda}_c & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \end{bmatrix}, \mathbf{\Lambda}_a = [1 \ 0 \ 0], \mathbf{\Lambda}_b = [0 \ 1 \ 0], \mathbf{\Lambda}_c = [0 \ 0 \ -$$

$1], \Theta_a = [q_0(k-1)^2 + q_1(k-1)^2 - q_2(k-1)^2 - q_3(k-1)^2 \ 2(q_1(k-1)q_2(k-1) + q_0(k-1)q_3(k-1)) \ 2(q_1(k-1)q_3(k-1) - q_0(k-1)q_2(k-1))]$, $\Theta_b = [2(q_1(k-1)q_2(k-1) - q_0(k-1)q_3(k-1)) \ q_0(k-1)^2 + q_2(k-1)^2 - q_1(k-1)^2 - q_3(k-1)^2 \ 2(q_2(k-1)q_3(k-1) + q_0(k-1)q_1(k-1))]$,

$$\mathbf{\Pi} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \psi(\mathbf{Q}(k-1))}{\partial q_0(k-1)} & \frac{\partial \psi(\mathbf{Q}(k-1))}{\partial q_1(k-1)} & \frac{\partial \psi(\mathbf{Q}(k-1))}{\partial q_2(k-1)} & \frac{\partial \psi(\mathbf{Q}(k-1))}{\partial q_3(k-1)} \end{bmatrix},$$

$\psi(\mathbf{Q}(k-1)) = \tan^{-1} \left(\frac{2(q_1(k-1) * q_2(k-1) + q_0(k-1) * q_3(k-1))}{q_0(k-1)^2 + q_1(k-1)^2 - q_2(k-1)^2 - q_3(k-1)^2} \right)$, $\mathbf{H}(k)$ 为 k 时刻量测矩阵, $\mathbf{K}(k)$ 为

时刻的滤波增益, $\mathbf{R}(k) = \text{diag} \left([\varepsilon_{f_x}^r \ \varepsilon_{f_y}^r \ \varepsilon_{\psi}^r \ \varepsilon_d^r \ \varepsilon_{h_b}^r]^2 \right)$, 为 k 时刻的量测噪声, diag 表示矩

阵对角化, 其中 $\varepsilon_{f_x}^r$ 、 $\varepsilon_{f_y}^r$ 、 ε_{ψ}^r 、 ε_d^r 、 $\varepsilon_{h_b}^r$ 分别为 f_{nbx}^b 、 f_{nby}^b 、 ψ_1 、 d 、 h_b 的噪声; k_{H_x} 、 k_{H_y} 为模型参数, 均为常数, 通过离线辨识方法获得; $\mathbf{0}_{4 \times 1}$ 为 4×1 的零矩阵, $\mathbf{0}_{3 \times 1}$ 为 3×1 的零矩阵, $\mathbf{0}_{6 \times 1}$ 为 6×1 的零矩阵;

[0194] (6.3) 计算 k 时扩展卡尔曼滤波器状态估计值 $\hat{\mathbf{X}}(k | k)$:

$$[0195] \quad \hat{\mathbf{X}}(k | k) = \hat{\mathbf{X}}(k | k-1) + \mathbf{K}(k) [\mathbf{Y}(k) - \mathbf{H}(k) \hat{\mathbf{X}}(k | k-1)]$$

[0196] 式中,

$$[0197] \quad \hat{\mathbf{X}}(k|k-1) = [q_0(k) \quad q_1(k) \quad q_2(k) \quad q_3(k) \quad p_x^q(k) \quad p_y^q(k) \quad p_z^q(k) \quad V_{nbx}^n(k) \quad V_{nby}^n(k) \quad V_{nbz}^n(k) \\ \beta_{gx}^b(k) \quad \beta_{gy}^b(k) \quad \beta_{gz}^b(k) \quad \beta_{ax}^b(k) \quad \beta_{ay}^b(k) \quad \beta_{az}^b(k)]^T,$$

$\hat{\mathbf{X}}(k|k-1)$ 为k时刻状态量的估计值, $\hat{\mathbf{X}}(k|k-1)$ 为k-1到k时刻的状态变量一步预测值, 使用步骤二的预测公式计算得到, $Y(k) = [\psi_1(k) \quad x^n \quad y^n \quad h_b(k)]^T$ 为k时刻的量测值, 通过步骤四和步骤五获得;

[0198] (6.4) 计算k时刻扩展卡尔曼滤波器估计均方误差 $P(k|k)$:

$$[0199] \quad P(k|k) = [I - K(k)H(k)]P(k|k-1)$$

[0200] 式中, $P(k|k)$ 为k时刻估计均方误差, I 为单位矩阵。



图1

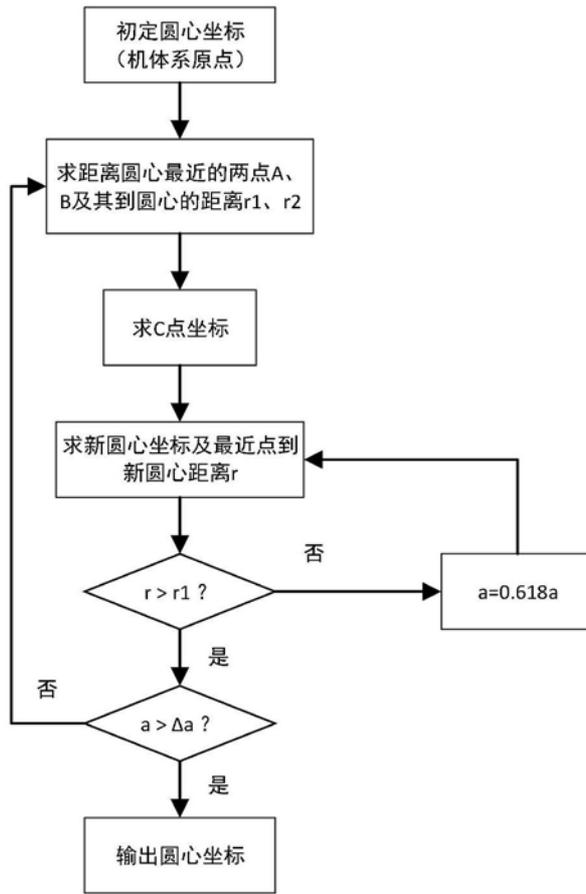


图2