



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104154916 A

(43) 申请公布日 2014. 11. 19

(21) 申请号 201410424446. 7

(22) 申请日 2014. 08. 26

(66) 本国优先权数据

201320539746. 0 2013. 08. 30 CN

(71) 申请人 北京航天发射技术研究所

地址 100076 北京市丰台区南大红门路 1 号

申请人 中国运载火箭技术研究院

(72) 发明人 李宏 李海洲 孙谦 山昆 慕德

(74) 专利代理机构 北京双收知识产权代理有限公司 11241

代理人 李云鹏

(51) Int. Cl.

G01C 21/18 (2006. 01)

G01C 21/20 (2006. 01)

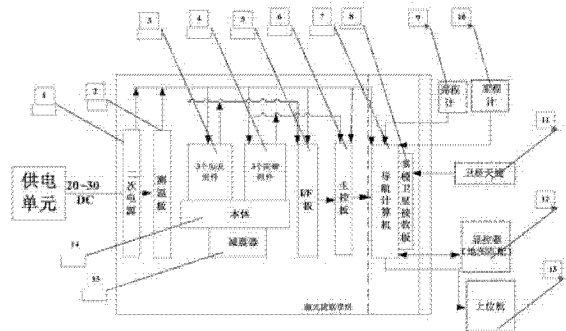
权利要求书4页 说明书11页 附图3页

(54) 发明名称

一种基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备

(57) 摘要

本发明为了增强武器系统的快速机动能力和目标命中精度,满足系统对车载导航设备的反应快、精度高、自主性强、可靠性好的要求,提出了一种基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备,包括采用激光陀螺的激光捷联惯组,还包括:里程计组件:测量车辆在地面行驶速度和距离;高程计组件:测量车辆所在水平面的气压获取高度;兼容单天线和双天线的多模卫星系统;显控器组件:将车载导航设备的定位信息与路网电子地图进行智能匹配。本发明利用激光陀螺精度高、性能稳定、动态范围宽、反应时间短、可靠性高等优点,基于数字滤波器的陀螺解调技术、多信息融合技术等方法,实现了高精度、自主性强、可靠性好的定位、定向功能。



1. 一种基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备,包括采用激光陀螺的激光捷联惯组,其特征在于,还包括:

里程计组件:测量车辆在地面行驶速度和距离;

高程计组件:测量车辆所在水平面的气压获取高度;

兼容单天线和双天线的多模卫星系统;

显控器组件:将车载导航设备的定位信息与路网电子地图进行智能匹配。

2. 根据权利要求 2 的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备,其特征在于,车载定位设备还包括导航处理单元,其利用零速修正原理和信息相似性原理,设计渐消记忆最小二乘滤波器和位置跟踪积分器,对激光捷联惯组在车辆上的安装误差角、里程计刻度系数误差进行在线辨识和修正。

3. 根据权利要求 1-4 之一的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备,其特征在于,电源模块包括二次电源,该二次电源接收外部供电单元提供的 20 ~ 30V 直流电。

4. 根据权利要求 1-4 之一的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备,其特征在于,加表组件、陀螺组件和减震器分别与捷联惯组的本体连接。

5. 根据权利要求 1-4 之一的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备,其特征在于,激光捷联惯组包括依次连接的电源模块、减震器、加表组件、陀螺组件、I/F 板、主控板、导航处理单元、多模卫星接收板;导航处理单元分别接收里程计组件和高程计组件的测量结果,并与上位机和显控器组件通信;多模卫星接收板与多模卫星天线连接。

6. 根据权利要求 1-4 之一的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备,其特征在于,里程计组件包括:

滤波和识别子单元,其将获得的车辆在地面行驶速度和距离信息进行智能识别和速度滤波;

判别子单元,其对上述滤波和识别子单元的输出信号进行零速判别;

捷联解算子单元,其与上述判别子单元的输出端连接,并利用捷联惯组的制导和导航信息共同进行捷联解算;

航位推算子单元,其与上述捷联解算子单元的输出端相连接,获得将得到的姿态矩阵,以及获得经过上述捷联解算子单元输出的速度矩阵连同里程计组件测量结果经过智能识别和速度滤波得到的信息共同经过安装误差、刻度因子在线识别和修正后得到的信息,将上述各矩阵和在线识别和修正后得到的信息进行导航推算;

坐标系转换子单元,其与上述航位推算子单元的输出端连接,利用航位推算子单元的输出信息与经过智能识别得到的定位、速度和北向角信息被传递经过扩展卡尔曼滤波,依次对该滤波器的输出结果进行地图匹配和坐标系转换,最终实现定位数据的输出。

7. 一种利用权利要求 1-6 之一的车载定位设备的抖动解调方法,其特征在于,包括:

(1) 获得激光陀螺的原始数据;

(2) 鉴相倍频;

(3) 进行高频采样;

(4) 采样结果输入 IIR 陷波器和 FIR 滤波器进行滤波;

(5) 将滤波结果输出以供导航使用。

8. 根据权利要求 7 的车载定位设备的抖动解调方法,其特征在于,在步骤 (4) 之后还包

括

对惯组在车辆上的安装误差角、里程计刻度系数误差进行在线辨识和修正。

9. 根据权利要求 8 的车载定位设备的抖动解调方法,其特征在于,所述 IIR 陷波器和 FIR

滤波器的定义分别为,其中 F_s 为信号采样频率:

(1) IIR 陷波器:

$$W_p = [W_{p1} W_{p2}];$$

$$W_s = [W_{s1} W_{s2}];$$

$$[N, W_n] = \text{buttord}(W_p, W_s, R_p, R_s);$$

$$[b, a] = \text{butter}(N, W_n, 'stop');$$

上式中, W_p 表示通带截止频率, W_{p1} 和 W_{p2} 分别为 W_p 的起始值和终止值, W_s 表示阻带截止频率, W_{s1} 和 W_{s2} 分别为 W_s 的起始值和终止值, R_p 表示通带纹波系数 (dB), R_s 表示阻带纹波系数 (dB), N 表示巴特沃思的最小阶次, W_n 表示截止频率, stop 表示带阻滤波, buter 为巴特沃思函数;

求出极点 b 和零点 a 后,建立系统差分方程如下:

$$y(n) = \sum_{k=0}^M b_k x(n-k) - \sum_{k=1}^N a_k y(n-k) \quad (2)$$

上式中 $a_k, k=1, \dots, N, b_k, k=0, \dots, M$ 是方程的系数,分别表示零点和极点, N 和 M 表示自然数;给定激光陀螺输出值 $x(n)$ 及系统的初始条件,就可以用上述差分方程的解 $y(n)$ 得到初步解抖后的信号输出;

(2) FIR 滤波器:

$$\text{dev} = [(10^{(R_p/20)-1}) / (10^{(R_p/20)+1}) 10^{(-R_s/20)}];$$

$$[n, fo, ao, w] = \text{remezord}(f, a, \text{dev}, F_s)$$

$$b = \text{remez}(n, fo, ao, w) \quad (3)$$

式中 f 表示通带截止频率; a 是向量,其元素用于指定过渡带频率段的理想滤波器幅度值; dev 也是向量,其元素为各通带和阻带内允许的幅度最大误差;返回值 fo 为频率向量, ao 为幅度向量, w 为归一化截止频率,在 $0 \sim 1$ 之间取值; $\text{Remezord}()$ 和 $\text{remez}()$ 为最佳滤波器的 matlab 函数; n 代表阶数;

求出极点 b 后,建立系统差分方程如下,式中参数意义同式 (2):

$$y(n) = \sum_{k=0}^M b_k x(n-k) \quad (4)$$

基于式 (4) 的线性相位型的结构,利用滤波器脉冲响应得对称关系,即:

$$h(n) = \pm h(M-n) \quad n = 0, 1, \dots, M \quad (5)$$

可以将式 4) 进行改进为式 (6)-(8),将原来的乘法计算量缩减一半:

$$H(z) = \sum_{n=0}^{(M/2)-1} h(n)z^{-n} + \sum_{n=M/2}^{M-1} h(n)z^{-n} \quad (6)$$

$$\text{当 } M \text{ 为偶数时, } H(z) = \sum_{n=0}^{(M/2)-1} h(n)[z^{-n} + z^{-(M-1-n)}] \quad (7)$$

$$\text{当 } M \text{ 为奇数时, } H(z) = \sum_{n=0}^{((M-1)/2)-1} h(n)[z^{-n} + z^{-(M-1-n)}] + h\left(\frac{M-1}{2}\right)z^{-[(M-1)/2]} \quad (8)$$

该 FIR 滤波器的指标精度均匀地分布在整個通带和阻带内,有效的衰减剩余的陀螺抖动信号和其他高频噪声,留下真实的有用信号,从而保证了激光陀螺的高精度输出。

10. 根据权利要求 8 或 9 的车载定位设备的抖动解调方法,其特征在于,所述对惯组在车辆

上的安装误差角、里程计刻度系数误差进行在线辨识和修正包括:

设捷联惯导的速度误差变化方程:

$$\dot{\delta}_v = [f^n \times] \psi + C_b^n \delta f^b - (2w_{ie}^n + w_{en}^n) \times \delta v - (2\delta w_{ie}^n + \delta w_{en}^n) \times v - \delta g \quad (9)$$

式中, $\dot{\delta}_v$ 表示速度误差变化、 f 是加表输出的比力测量, C_b^n 是载体坐标系和导航坐标系的坐标转换姿态矩阵, w_{ie}^n 、 w_{en}^n 分别为地心坐标系相对惯性坐标系、导航系相对地心坐标系的旋转角矢量, g 是重力矢量在导航系下的分解;上述 ψ 为基于多准则融合和 D-S- ψ 证据组合规则的算法;

根据上式,分析出满足舒拉周期的载车低动态条件下,速度误差变化 $\dot{\delta}_v$ 具有缓变特性,所以设定短时间间隔 Δt 内的速度误差变化 $\delta v(t+\Delta t) - \delta v(t)$ 很小时,参照信息相似原理,可以将惯导的速度变化作为里程计速度变化的观测量,设计衰减记忆递推滤波器和位置跟踪积分器,在线修正里程计刻度因子,提高系统定位误差;

假设里程计刻度因数为 K ,计数误差是 δN ,车载捷联惯导系统处于导航状态,惯导输出的车体方向速度为 $V(t)$,里程计单位时间内计数脉冲为 $N(t)$,那么 $t+\Delta t$ 时刻

$$V(t+\Delta t) - V(t) = K(N(t+\Delta t) - N(t)) + K(\delta N(t+\Delta t) - \delta N(t)) + (\delta V(t+\Delta t) - \delta V(t)) \quad (10)$$

式(6)中, $\delta V(t)$ 为导航速度误差,短时间内, $\delta V(t+\Delta t) \approx \delta V(t)$,所以 $\delta V(t+\Delta t) - \delta V(t) \approx 0$,且里程计计数误差 $\delta N(t+\Delta t) - \delta N(t)$ 可视为白噪声,所以假设 $y(t) = V(t+\Delta t) - V(t)$ 、 $x(t) = N(t+\Delta t) - N(t)$,那么上式可以表示为:

$$y(t) = Kx(t) + \Delta \quad (11)$$

其中 Δ 表示白噪声;

综合导航时间内的惯导、里程计信息得到离散的 $y_1, y_2 \dots y_n, x_1, x_2 \dots x_n$,根据线性回归方程,设计衰减最小二乘记忆法,用衰减因子 μ ($0 < \mu \leq 1$) 限制记忆的长度,对每个数据按照指数加权,旧的数据所加的权按照指数衰减,辨别最佳刻度因子 K 如下:

$$K = (X^T X)^{-1} X^T Y \quad (12)$$

取刻度因子在线修正中的短时间间隔 t_i 和 t_{i+1} ,则第 $(i+1)$ 时刻的速度差信息分别为 $y(i+1) = V_{i+1} - V_i, x(i+1) = N_{i+1} - N_i$,方差阵为 $P(i)$,衰减因子为 μ ,则在线修正里程计刻度因子为:

$$K(i+1) = K(i) + kk(i+1) [y(i+1) - K(i)x(i+1)] \quad (13)$$

$$kk(i+1) = P(i)x(i+1)(\mu^2 + x(i+1)P(i)x(i+1)^T)^{-1} \quad (14)$$

$$P(i+1) = \frac{1}{\mu^2} [1 - k(i+1)x(i+1)]P(i) \quad (15)$$

在考虑里程计微分速度瞬时噪声较大的前提下,对捷联惯组的速度输出值进行平滑滤波(式16),并将速度沿载体坐标系转换为里程计坐标系后,设计位置跟踪积分器(式(17)),最后采用衰减记忆的递推估计法辨识里程计刻度系数参数,假设导航周期为1s,捷联惯组输出周期为200ms,积分获取捷联惯组的位置变化量,具体计算方法如下:

$$\bar{v}_i = (v_{i1} + v_{i2} + v_{i3} + v_{i4} + v_{i5}) / 5.0; \quad (i = x, y, z, \text{分别沿载体坐标系的三个方向}) \quad (16)$$

$$y = \int_t^{t+T} v dt \approx \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2} * T \quad (T = 1s) \quad (17)$$

选取直线段车辆数据,避免车辆机动引入的里程计测量误差。

一种基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备

技术领域

[0001] 本发明属于车载导航定位技术领域,涉及一种车载定位系统;更具体地,涉及一种基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备。

背景技术

[0002] 现代先进的陆地作战车辆,如自行火炮、远程火箭炮、射击指挥车、导弹发射车等,一般都配备有先进的导航定位设备,用来在车辆行驶过程中提供其精确的地理位置。为保证和增强武器系统作战的快速性和精确性,要求定位设备具有快速反应、高精度、高可靠、自主性强等特点。

[0003] 20 世纪 70 年代末,最初的车载定位系统通常由里程表、磁罗盘、速率陀螺仪及微处理器组成,这种车载定位系统定位精度低,使车载定位系统的实用性受到了限制。其后,随着 GPS 技术的飞速发展,GPS 定位得到广泛应用,但是,由于 GPS 定位精度受周围环境影响较大,抗干扰性差,常见的高大建筑物、林荫道、立交桥等都会造成定位设备工作异常。所以,单纯的车载 GPS 定位系统存在可靠性低等缺点。

[0004] 为解决这一问题,国外开始了组合导航技术的应用研究:利用 GPS 的位置、速度信息校正惯导系统的累积误差,标定惯性器件,甚至在 GPS 辅助下,实现动基座寻北;同时,当 GPS 信号中断时,惯导系统仍能继续工作,提供高精度的导航信息,改善 GPS 在信号干扰或遮挡时的适应能力。这种组合导航以其精度高、可靠性好、成本低、适用性强、反应快等优点成为国外军用车辆导航系统的主要发展方向,例如:法国的 Carminat 车辆组合导航和信息系系统、德国和意大利开发的 EUROLIT 导航系统、法国的“SIGMA30”系统等。

[0005] 在国内,从 20 世纪 80 年代左右开始,清华大学、国防科大、航空 618 所等单位先后研制了基于液浮陀螺和挠性陀螺的平台式惯导定位系统,定位精度高,水平误差优于 0.2% D。又例如,申请号为 CN201310078769.0 的中国发明专利申请公开了一种移动目标协同定位系统。定位系统包括三轴激光陀螺仪、三轴光纤加速度传感器、数据处理器、惯导参数通讯模块、超宽带无线接收器、超宽带无线发射器、无线参数通讯模块和协同运算处理单元。采用数据处理器采集移动目标的姿态角、加速度参数,然后超宽带无线接收器接收到移动目标与超宽带无线发射器间的信号到达时间差和到达角度参数,将多传感器参量通过对应的串口通信模块传输到协同运算处理单元,解算输出得到移动目标的位置和姿态。但是,体积大、器件可靠性低、实用寿命短、初始准备时间长、造价高等缺点制约了这些定位设备的应用。

发明内容

[0006] 针对现有技术中的上述问题,本发明提出了一种基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备。本发明的所要解决的技术问题包括:增强武器系统的快速机动能力和目标命中精度,满足系统对车载导航设备的反应快、精度高、自主性强、可靠性好的要求;设计一种以激光陀螺捷联惯组为核心的车载定位设备,实现车辆静止或行驶时,精确输出所在位置的地

理坐标（包括经纬度、高程、北向方位和姿态角）功能；使车载定位设备能够适应军用车辆导航领域，对我国的舰船导航、导弹导航同样具有借鉴意义。

[0007] 本发明提出的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备包括采用激光陀螺的激光捷联惯组，还包括：

[0008] 里程计组件：测量车辆在地面行驶速度和距离；

[0009] 高程计组件：测量车辆所在水平面的气压获取高度；

[0010] 兼容单天线和双天线的多模卫星系统；

[0011] 显控器组件：将车载导航设备的定位信息与路网电子地图进行智能匹配。

[0012] 进一步地，车载定位设备还包括导航处理单元，其利用零速修正原理和信息相似性原理，设计渐消记忆最小二乘滤波器和位置跟踪积分器，对激光捷联惯组在车辆上的安装误差角、里程计刻度系数误差进行在线辨识和修正。

[0013] 进一步地，电源模块包括二次电源，该二次电源接收外部供电单元提供的 20 ~ 30V 直流电。

[0014] 进一步地，加表组件、陀螺组件和减震器分别与捷联惯组的本体连接。

[0015] 进一步地，激光捷联惯组包括依次连接的电源模块、减震器、加表组件、陀螺组件、I/F 板、主控板、导航处理单元、多模卫星接收板；导航处理单元分别接收里程计组件和高程计组件的测量结果，并与上位机和显控器组件通信；多模卫星接收板与多模卫星天线连接。

[0016] 进一步地，里程计组件包括：

[0017] 滤波和识别子单元，其将获得的车辆在地面行驶速度和距离信息进行智能识别和速度滤波；

[0018] 判别子单元，其对上述滤波和识别子单元的输出信号进行零速判别；

[0019] 捷联解算子单元，其与上述判别子单元的输出端连接，并利用捷联惯组的制导和导航信息共同进行捷联解算；

[0020] 航位推算子单元，其与上述捷联解算子单元的输出端相连接，获得将得到的姿态矩阵，以及获得经过上述捷联解算子单元输出的速度矩阵连同里程计组件测量结果经过智能识别和速度滤波得到的信息共同经过安装误差、刻度因子在线识别和修正后得到的信息，将上述各矩阵和在线识别和修正后得到的信息进行导航推算；

[0021] 坐标系转换子单元，其与上述航位推算子单元的输出端连接，利用航位推算子单元的输出信息与经过智能识别得到的定位、速度和北向角信息被传递经过扩展卡尔曼滤波，依次对该滤波器的输出结果进行地图匹配和坐标系转换，最终实现定位数据的输出。

[0022] 进一步地，包括：

[0023] (1) 获得激光陀螺的原始数据；

[0024] (2) 鉴相倍频；

[0025] (3) 进行高频采样；

[0026] (4) 采样结果输入 IIR 陷波器和 FIR 滤波器进行滤波；

[0027] (5) 将滤波结果输出以供导航使用。

[0028] 进一步地，在步骤 (4) 之后还包括对惯组在车辆上的安装误差角、里程计刻度系数误差进行在线辨识和修正。

- [0029] 进一步地,所述 IIR 陷波器和 FIR 滤波器的定义分别为,其中 F_s 为信号采样频率:
- [0030] (1) IIR 陷波器:
- [0031] $W_p = [W_{p1} W_{p2}]$;
- [0032] $W_s = [W_{s1} W_{s2}]$;
- [0033] $[N, W_n] = \text{buttord}(W_p, W_s, R_p, R_s)$;
- [0034] $[b, a] = \text{butter}(N, W_n, \text{'stop'})$;
- [0035] 上式中, W_p 表示通带截止频率, W_{p1} 和 W_{p2} 分别为 W_p 的起始值和终止值, W_s 表示阻带截止频率, W_{s1} 和 W_{s2} 分别为 W_s 的起始值和终止值, R_p 表示通带纹波系数 (dB), R_s 表示阻带纹波系数 (dB), N 表示巴特沃思的最小阶次, W_n 表示截止频率, stop 表示带阻滤波, butter 为巴特沃思函数;
- [0036] 求出极点 b 和零点 a 后,建立系统差分方程如下:
- [0037] (2)
- [0038] 上式中 $a_k, k = 1, \dots, N, b_k, k = -0, \dots, M$ 是方程的系数,分别表示零点和极点, N 和 M 表示自然数;给定激光陀螺输出值 $x(n)$ 及系统的初始条件,就可以用上述差分方程的解 $y(n)$ 得到初步解抖后的信号输出;
- [0039] (2) FIR 滤波器:
- [0040] $\text{dev} = [(10^{(R_p/20)} - 1) / (10^{(R_p/20)} + 1) 10^{(-R_s/20)}]$;
- [0041] $[n, f_o, a_o, w] = \text{remezord}(f, a, \text{dev}, F_s)$
- [0042] $b = \text{remez}(n, f_o, a_o, w)$ (3)
- [0043] 式中 f 表示通带截止频率; a 是向量,其元素用于指定过渡带频率段的理想滤波器幅度值,; dev 也是向量,其元素为各通带和阻带内允许的幅度最大误差;返回值 f_o 为频率向量, a_o 为幅度向量, w 为归一化截止频率,在 $0 \sim 1$ 之间取值; $\text{remezord}()$ 和 $\text{remez}()$ 为最佳滤波器的 matlab 函数; n 代表阶数;
- [0044] 求出极点 b 后,建立系统差分方程如下,式中参数意义同式 (2):
- [0045] (4)
- [0046] 基于式 (4) 的线性相位型的结构,利用滤波器脉冲响应得对称关系,即:
- [0047] $h(n) = \pm h(M-n) n = 0, 1, \dots, M$ (5)
- [0048] 可以将式 4) 进行改进为式 (6)-(8),将原来的乘法计算量缩减一半:
- [0049] (6)
- [0050] 当 M 为偶数时, (7)
- [0051] 当 M 为奇数时, (8)
- [0052] 该 FIR 滤波器的指标精度均匀地分布在整個通带和阻带内,有效的衰减剩余的陀螺抖动信号和其他高频噪声,留下真实的有用信号,从而保证了激光陀螺的高精度输出。
- [0053] 进一步地,所述对惯组在车辆上的安装误差角、里程计刻度系数误差进行在线辨识和修正包括:
- [0054] 设捷联惯导的速度误差变化方程:
- [0055] (9)
- [0056] 式中,表示速度误差变化、 f 是加表输出的比力测量,是载体坐标系和导航坐标系的坐标转换姿态矩阵、分别为地心坐标系相对惯性坐标系、导航系相对地心坐标系的旋转

角矢量, g 是重力矢量在导航系下的分解; 上述 ψ 为基于多准则融合和 D-S- ψ 证据组合规则的算法;

[0057] 根据上式, 分析出满足舒拉周期的载车低动态条件下, 速度误差变化具有缓变特性, 所以设定短时间间隔内的速度误差变化很小时, 参照信息相似原理, 可以将惯导的速度变化作为里程计速度变化的观测量, 设计衰减记忆递推滤波器和位置跟踪积分器, 在线修正里程计刻度因子, 提高系统定位误差;

[0058] 假设里程计刻度因数为, 计数误差是, 车载捷联惯导系统处于导航状态, 惯导输出的车体方向速度为, 里程计单位时间内计数脉冲为, 那么时刻

[0059] (10)

[0060] 式 (6) 中, 为导航速度误差, 短时间内, 所以, 且里程计计数误差可视为白噪声, 所以假设, 那么上式可以表示为:

[0061] (11)

[0062] 其中表示白噪声;

[0063] 综合导航时间内的惯导、里程计信息得到离散的 $y_1, y_2 \dots y_n, x_1, x_2 \dots x_n$, 根据线性回归方程, 设计衰减最小二乘记忆法, 用衰减因子 ($0 < \leq 1$) 限制记忆的长度, 对每个数据按照指数加权, 旧的数据所加的权按照指数衰减, 辨别最佳刻度因子 K 如下:

[0064] (12)

[0065] 取刻度因子在线修正中的短时间间隔, 则第 $(i+1)$ 时刻的速度差信息分别为, 方差阵为 $P(i)$, 衰减因子为, 则在线修正里程计刻度因子为:

[0066] (13)

[0067] (14)

[0068] (15)

[0069] 在考虑里程计微分速度瞬时噪声较大的前提下, 对捷联惯组的速度输出值进行平滑滤波 (式 16), 并将速度沿载体坐标系转换为里程计坐标系后, 设计位置跟踪积分器 (式 (17)), 最后采用衰减记忆的递推估计法辨识里程计刻度系数参数, 假设导航周期为 1s, 捷联惯组输出周期为 200ms, 积分获取捷联惯组的位置变化量, 具体计算方法如下:

[0070] (16)

[0071] (17)

[0072] 选取直线段车辆数据, 避免车辆机动引入的里程计测量误差。

[0073] 为实现高精度、反应快、维护简单、自主性强的定位, 本发明的车载定位设备还采用了如下的信号处理方式:

[0074] 1) 对激光陀螺进行机械抖动偏频。这样能够消除闭锁效应, 即通过加入交变的正弦机械抖动, 使其大部分时间工作在锁区之外。加入机械抖动后, 陀螺输出信号不仅包括载体输入角速率信息, 还包括抖动信号的角速率信号, 因此必须对激光陀螺进行抖动解调。采用高频采样和基于数字滤波器的 FIR 和 IIR 双级滤波, 在保持有用信号不失真和延迟较小的前提下, 有效去除激光陀螺残余的抖动信号、随机干扰和其它因素引起的高频噪声, 获得载体的真实有用的角速率信号, 提高角速度精度。

[0075] 2) 当系统为单天线卫星模式时, 以位置、速度为观测量, 当系统为双天线卫星模式时, 以位置、速度、航向为观测量; 根据信息智能融合设计扩展的卡尔曼滤波器和航位推算

积分器,实现 SINS/DR/ 卫星 / 高程计组合系统的高精度、自主定位功能。

[0076] 3) 利用参数的在线辨识算法对定位误差源,如惯组在车辆上的安装误差角、里程计刻度系数误差等进行实时修正,提高系统的定位精度和鲁棒性;利用零速修正原理和信息相似性原理,设计渐消记忆最小二乘滤波器和位置跟踪积分器,对惯组在车辆上的安装误差角、里程计刻度系数误差进行在线辨识和修正。

[0077] 4) 进行多种坐标系转换,以满足用户对 1954 北京坐标系、1980 线坐标系、2000 国家大地坐标系、WGS-84 坐标系等的需求,高精度的坐标转换保证定位信息的准确性。

[0078] 5) 利用卫星信号良好时输出的高精度北向角、位置和速度信息,不定期地校正激光捷联惯组关键器件陀螺和加速度计的零偏漂移。

[0079] 本发明具有如下有益效果:

[0080] 1. 本发明的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备融合里程计、高程计、多模卫星系统和地图信息,实现全温域 (-40°C $+60^{\circ}\text{C}$) 产品定位定向精度。所实现的精度主要如下:

[0081] 1) 卫星信号良好时,设备水平定位误差 $\leq 10\text{m}$ (CEP95%), 卫星信号受遮挡或不可用时,设备水平定位误差 $\leq 0.15\% D$ (D 为行驶里程, CEP75%)。

[0082] 2) 有初始点坐标输入的前提下,设备高程误差 PE 10m。

[0083] 3) 静止或动基座条件下,设备北向角精度: 1mil (1σ), 姿态角精度: 0.016mil (1σ)

[0084] 2. 本发明采用了基于数字滤波器的陀螺解调技术、里程计刻度因子在线修正技术、多信息融合技术等方法,实现了高精度、自主性强、可靠性好的定位、定向功能,不仅提高了设备的抗外界干扰能力,同时抑制了惯性系统定位误差随时间、随车辆行驶距离发散的缺点。

[0085] 3. 激光陀螺以其精度高、性能稳定、动态范围宽、反应时间短、可靠性高等优点,在航空、航天、地面车辆等诸多领域均能得到广泛运用,是当前高精度捷联惯性导航系统的理想传感器。

[0086] 4. 本发明基于激光陀螺捷联惯组的定位设备更以其体积小、精度高、性能稳定、抗干扰能力强、动态范围宽、启动快、寿命长、成本低等优点,已经或准备应用在新型及改进型的多类武器装备中。

[0087] 5. 定位设备采用了基于激光捷联惯组的多信息融合模式,设备中采用了特有的滤波器组合设计方案去除激光陀螺机械抖动,降低了系统对陀螺的精度要求,采用了里程计刻度因子在线修正算法,提高了系统定位精度和鲁棒性,具体问题我已经在文件中描述,只是较为分散。

附图说明

[0088] 图 1 示出了本发明的定位设备组成框图;

[0089] 图 2 示出了本发明的定位设备的电路框图;

[0090] 图 3 示出了本发明的定位设备工作原理图;

[0091] 图 4 示出了高精度激光陀螺抖动解调流程图;

[0092] 图 5 示出了本发明的定位设备自主定位原理图;

[0093] 图 6 示出了本发明的定位设备航位推算 (DR) 计算图;

具体实施方式

[0094] 下面将结合附图 1-2 详细说明本发明的具体实施方式。

[0095] 图 1 示出了根据本发明的一个实施例的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备的组成框图,包括采用激光陀螺的激光捷联惯组,还包括:里程计组件、高程计组件、兼容单天线和双天线的多模卫星系统、显控器组件,以及多模卫星定位定向组件。

[0096] 所述激光捷联惯组包括依次连接的电源模块、减震器、加表组件、陀螺组件、I/F 板、主控板、导航计算机板、多模卫星接收板;所述导航计算机分别接收所述里程计组件和所述高程计组件的测量结果,并与上位机和所述显控器组件通信;所述多模卫星接收板与所述多模卫星天线连接。所述电源模块包括二次电源,该二次电源接收外部供电单元提供的 20~30V 直流电。所述高程计采用气压传感器,例如由太航公司设计定型的气压传感器。所述加表组件、陀螺组件和减震器分别与捷联惯组的本体连接。

[0097] 里程计组件:里程计组件用于测量车辆在地面行驶速度和距离,结合激光捷联惯组输出的方位和姿态信息,进行航位推算,获取高精度的水平定位数据;同时对里程计速度进行智能辨识和滤波,作为车辆零速判别准则,实现停车时的定位零速修正。

[0098] 里程计设计兼容软轴和霍尔两种模式,借助车轮的转动测量车辆在地面行驶的路程,获得车辆里程和速度信息,由于车辆行驶时,车轮存在侧滑、弹跳和空转的可能,所以系统实时采集里程计一段时间的数据,进行梯度变化、方差变化、绝对值等综合智能识别算法,诊断和剔除里程计的故障信息,获取车辆真实的路程变化,同时对噪声较大的速度进行滤波,作为车辆零速判别准则,在车辆零速时补偿激光捷联惯组的速度误差,抑制了惯性系统速度、位置随时间、随车辆行驶距离发散的缺点。

[0099] 高程计组件:高程计组件测量车辆所在水平面的气压获取高度,以弥补激光捷联惯组高度发散的不足,提高系统的高程精度。

[0100] 显控器组件:显控器组件将车载导航设备的定位信息与路网电子地图进行智能匹配。基于多准则融合和 D-S- ψ 证据组合规则的算法,实现较高的匹配精度,完成地图导航、人工改航和选择航线,提高系统定位精度。显控器组件具有设计良好的人机交互界面,实时显示和保存激光捷联惯组、里程计、高程计、DR 和地图的信息及状态,同时结合内部存储的电子地图数据库,实现最优地图匹配功能。

[0101] 所述多模卫星包括 GPS、GLONASS、北斗中的至少两种。多模卫星定位定向组件兼容单天线卫星接收模式和双天线卫星接收模式。前者可以在卫星信号良好时,提供高精度的定位数据和纳秒级的授时精度;后者除同等精度的定位和授时功能外,还可以实现静止或行进间对准功能。兼容单天线和双天线的多模卫星系统实现了车载定位设备的静止或行进间寻北、卫星或自主高精度定位和高精度授时功能。

[0102] 激光陀螺采用机械抖动偏频方案。该方案能消除闭锁效应,即通过加入交变的正弦机械抖动,使其大部分时间工作在锁区之外。加入机械抖动后,陀螺输出信号不仅包括载体输入角速率信息,还包括抖动信号的角速率信号,因此必须对激光陀螺进行抖动解调:采用高频采样和基于数字滤波器的 FIR 和 IIR 双级滤波,在保持有用信号不失真和延迟较小的前提下,有效去除激光陀螺残余的抖动信号、随机干扰和其它因素引起的高频噪声,获得

载体的真实有用的角速率信号。

[0103] 本发明提供的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备的电路框图参见图 2。激光陀螺输出含正弦机械抖动和车载角速度的脉冲信号,加表测量车载加速度,以电流信号传给 IF 板,由 IF 板进行电流至频率的转换后,同样以脉冲形式输出,测温板采集激光陀螺和加表内部的温度信号,通过 RS422 串口发送给主控板,主控板对激光陀螺和加表的脉冲信号进行计数、标定和温度补偿后,进行寻北和惯性导航,并将激光捷联惯组的导航数据通过主 RS422 串口发送给导航计算机板,由导航计算机板将高程计、卫星天线、里程计、惯性导航数据进行多信息融合,并将最终解算结果实时发送给显控器和上位机。

[0104] 本发明提供的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备的工作原理参见图 3。卫星单元通过多模卫星天线智能识别出不同天线模式下的定位等信息。卫星系统兼容单天线和双天线两种模式:对于单天线,以定位信息和速度信息为观测量;对于双天线,以定位信息、速度信息和航向信息(例如北向角信息)为观测量,提高设备误差的估计精度。高程计组件获得车辆的高度信息,然后将经过误差修正以后的高度信息传递给航位推算(DR)单元。

[0105] 其中,里程计组件包括:

[0106] 滤波和识别子单元,其将获得的车辆在地面行驶速度和距离信息进行智能识别和速度滤波;

[0107] 判别子单元,其对上述滤波和识别子单元的输出信号进行零速判别;

[0108] 捷联解算子单元(DR),其与上述判别子单元的输出端连接,并利用捷联惯组制导和导航信息共同进行捷联解算;

[0109] 航位推算子单元,其与上述捷联解算子单元的输出端相连接,获得将得到的姿态矩阵,以及获得经过上述捷联解算子单元输出的速度矩阵连同里程计组件测量结果经过智能识别和速度滤波得到的信息共同经过安装误差、刻度因子在线识别和修正后得到的信息,将上述各矩阵和在线识别和修正后得到的信息进行导航推算;

[0110] 坐标系转换子单元,其与上述航位推算子单元的输出端连接,利用航位推算子单元的输出信息与经过智能识别得到的定位、速度和北向角信息被传递经过扩展卡尔曼滤波,依次对该滤波器的输出结果进行地图匹配和坐标系转换,最终实现定位数据的输出。

[0111] 本发明提供的基于激光陀螺捷联惯组的车载定位设备的抖动解调方法流程参见图 4。激光陀螺抖动频率是相对固定的,基本在 300Hz ~ 700Hz 之间,根据信号原理,为获得较好的解调效果,要求采用 6 ~ 10 倍以上的频率采样,然后进行相应的数字滤波解调处理。在定位设备中,采用了最高抖动频率(约 730Hz)的陀螺,所以设计信号的采样频率为 5000Hz。

[0112] 处理平台除了利用硬件电路的模式以外,还可以选用“FGPA+DSP”模式。硬件电路模式的方式其连线较为复杂,但属于本领域技术人员基于现有技术应当理解和能够实现的。“FGPA+DSP”模式中,上述 FPGA 还可以通过 VHDL 硬件逻辑编程语言实现激光陀螺原始数据的鉴相、倍频、计数和数据传输,上述 DSP 还可以通过 C 语言实现激光陀螺预处理后数据的高频采样,获取鉴相倍频后的陀螺和加速度计信号。为消除陀螺的自振抖动信号,捷联解算子单元设计 FIR 低通滤波器前,串连一个时延很小但衰减显著,具有精度高、稳定、灵活、不要求阻抗匹配等众多优点的巴特沃思带阻陷波器带阻 IIR 陷波器;以抖频为 599Hz 的

激光陀螺为例,设计陷波器的参数如下:

[0113] 通带截止频率为 599 ± 20 (579.8Hz 和 620.1)Hz, 阻带截止频率为 593.9Hz 和 606.1Hz, 阶数为 2 阶, 通带内纹波 R_p 小于 3dB, 阻带内幅值衰减大于 20dB, 信号采样频率为 5000Hz。

[0114] 解算 IIR 陷波器的极点和零点的一个是实施例的算法如下:

[0115] $W_{p1} = 579.8/2500$;

[0116] $W_{p2} = 620.1/2500$;

[0117] $W_{s1} = 593.9/2500$;

[0118] $W_{s2} = 606.1/2500$;

[0119] $W_p = [W_{p1} W_{p2}]$;

[0120] $W_s = [W_{s1} W_{s2}]$;

[0121] $R_p = 3$;

[0122] $R_s = 20$;

[0123] $[N, W_n] = \text{buttord}(W_p, W_s, R_p, R_s)$;

[0124] $[b, a] = \text{butter}(N, W_n, 'stop')$; (1)

[0125] 式中, W_p 表示通带截止频率, W_s 表示阻带截止频率, R_p 表示通带纹波系数 (dB), R_s 表示阻带纹波系数 (dB), N 表示巴特沃思的最小阶次, W_n 表示截止频率, stop 表示带阻滤波, buter 为 Matalab 的巴特沃思函数。

[0126] 求出极点 b 和零点 a 后, 建立系统差分方程如下:

$$[0127] \quad y(n) = \sum_{k=0}^M b_k x(n-k) - \sum_{k=1}^N a_k y(n-k) \quad (2)$$

[0128] 式中 $a_k, k = 1, \dots, N, b_k, k = -0, \dots, M$ 是方程的系数, 分别表示零点和极点, N 和 M 表示自然数。给定激光陀螺输出值 $x(n)$ 及系统的初始条件, 就可以用上述差分方程的解 $y(n)$ 得到初步解抖后的信号输出。

[0129] 通过以上滤波器的形式, 实现阻带内幅值衰减大于 20dB 的预滤波, 然后再利用低阶 FIR 滤波器的线性相位响应特性, 设计采用 Remez 交换算法和切比雪夫逼近算法相结合的等纹滤波器, 设计滤波器参数如下:

[0130] 通带截止频率 $f[1]$ 为 100Hz, 阻带截止频率 $f[2]$ 300Hz, 阶数 n 为 20 阶 (定阶), 通带内纹波 R_p 小于 3dB, 阻带内幅值衰减 R_s 大于 20dB, 信号采样频率 F_s 为 5000Hz。解算 FIR 低通滤波器的极点和零点的一个实施例的算法如下:

[0131] $R_p = 3$;

[0132] $R_s = 20$;

[0133] $F_s = 5000$;

[0134] $f = [100 \ 300]$;

[0135] $a = [1 \ 0]$;

[0136] $dev = [(10^{(R_p/20)-1}) / (10^{(R_p/20)+1}) 10^{(-R_s/20)}]$;

[0137] $[n, fo, ao, w] = \text{remezord}(f, a, dev, F_s)$

[0138] $b = \text{remez}(n, fo, ao, w)$ (3)

[0139] 式中 a 是向量, 其元素用于指定过渡带 (通带或阻带) 频率段的理想滤波器幅度

值,在通带内其元素值取 1,阻带内取 0, dev 也是向量,其元素为各通带和阻带内允许的幅度最大误差,返回值 fo 为频率向量, ao 为幅度向量, w 为归一化截止频率,在 0 ~ 1 之间取值。Remezord() 和 remez() 为最佳滤波器的 matlab 函数。

[0140] 求出极点 b 后,建立系统差分方程如下,式中参数意义同式 (2) :

$$[0141] \quad y(n) = \sum_{k=0}^M b_k x(n-k) \quad (4)$$

[0142] 基于式 4) 的线性相位型的结构,利用滤波器脉冲响应得对称关系,即 :

$$[0143] \quad h(n) = \pm h(M-n) \quad n = 0, 1, \dots, M \quad (5)$$

[0144] 可以将式 4) 进行改进为式 (6)-(8),将原来的乘法计算量缩减一半 :

$$[0145] \quad H(z) = \sum_{n=0}^{(M/2)-1} h(n)z^{-n} + \sum_{n=M/2}^{M-1} h(n)z^{-n} \quad (6)$$

$$[0146] \quad \text{当 } M \text{ 为偶数时, } H(z) = \sum_{n=0}^{(M/2)-1} h(n)[z^{-n} + z^{-(M-1-n)}] \quad (7)$$

$$[0147] \quad \text{当 } M \text{ 为奇数时, } H(z) = \sum_{n=0}^{((M-1)/2)-1} h(n)[z^{-n} + z^{-(M-1-n)}] + h\left(\frac{M-1}{2}\right)z^{-[(M-1)/2]} \quad (8)$$

[0148] 通过以上滤波器的形式,20 阶 FIR 滤波器的指标精度均匀地分布在整个通带和阻带内,有效的衰减剩余的陀螺抖动信号和其他高频噪声,留下真实的有用信号,从而保证了激光陀螺的高精度输出。

[0149] 此外,本发明还利用零速修正原理和信息相似性原理,设计渐消记忆最小二乘滤波器和位置跟踪积分器,对惯组在车辆上的安装误差角、里程计刻度系数误差进行在线辨识和修正。

[0150] 如式 9 所示捷联惯导的速度误差变化方程 :

[0151]

$$\dot{\delta}_v = [f^n \times] \psi + C_b^n \delta f^b - (2w_{ie}^n + w_{en}^n) \times \delta v - (2\delta w_{ie}^n + \delta w_{en}^n) \times v - \delta g \quad (9)$$

[0152] 式中, $\dot{\delta}_v$ 表示速度误差变化、f 是加表输出的比力测量, C_b^n 是载体坐标系和导航坐标系的坐标转换姿态矩阵, w_{ie}^n 、 w_{en}^n 分别为地心坐标系相对惯性坐标系、导航系相对地心坐标系的旋转角矢量, g 是重力矢量在导航系下的分解。

[0153] 根据上式,不难分析出载车低动态条件下,速度误差变化 $\dot{\delta}_v$ 具有缓变特性,满足舒拉周期的变化,所以设定短时间间隔 Δt 内的速度误差变化 $\delta v(t+\Delta t) - \delta v(t)$ 很小时,参照信息相似原理,可以将惯导的速度变化作为里程计速度变化的观测量,设计衰减记忆递推滤波器和位置跟踪积分器,在线修正里程计刻度因子,提高系统定位误差。

[0154] 假设里程计刻度因数为 K,计数误差是 δN ,车载捷联惯导系统处于导航状态,惯导输出的车体方向速度为 $V(t)$,里程计单位时间内计数脉冲为 $N(t)$,那么 $t+\Delta t$ 时刻

$$[0155] \quad V(t+\Delta t) - V(t) = K(N(t+\Delta t) - N(t)) + K(\delta N(t+\Delta t) - \delta N(t)) + (\delta V(t+\Delta t) - \delta V(t)) \quad (10)$$

[0156] 式 (6) 中, $\delta V(t)$ 为导航速度误差, 短时间内, $\delta V(t+\Delta t) \approx \delta V(t)$, 所以 $\delta V(t+\Delta t) - \delta V(t) \approx 0$, 且里程计计数误差 $\delta N(t+\Delta t) - \delta N(t)$ 可视为白噪声, 所以假设 $y(t) = V(t+\Delta t) - V(t)$ 、 $x(t) = N(t+\Delta t) - N(t)$, 那么上式可以表示为:

$$[0157] \quad y(t) = Kx(t) + \Delta \quad (11)$$

[0158] 其中 Δ 表示白噪声。

[0159] 在实际应用中, 由于工作环境和条件的变化, 里程计输出信号噪声存在不确定性因素, 如果采用事先必须准确知道噪声统计特性的传统卡尔曼滤波器, 滤波进行一段时间后, 计算的协方差逐渐趋于零时, 太依赖过去数据的状态估计会使滤波器发散, 所以针对该问题, 综合导航时间内的惯导、里程计信息得到离散的 $y_1, y_2 \dots y_n, x_1, x_2 \dots x_n$, 根据线性回归方程, 设计衰减最小二乘记忆法, 用衰减因子 μ ($0 < \mu \leq 1$) 限制记忆的长度, 对每个数据按照指数加权, 旧的数据所加的权按照指数衰减, 辨别最佳刻度因子 K 如下:

$$[0160] \quad K = (X^T X)^{-1} X^T Y \quad (12)$$

[0161] 取刻度因子在线修正中的短时间间隔 t_i 和 t_{i+1} , 则第 $(i+1)$ 时刻的速度差信息分别为 $y(i+1) = V_{i+1} - V_i$, $x(i+1) = N_{i+1} - N_i$, 方差阵为 $P(i)$, 衰减因子为 μ , 则在线修正里程计刻度因子为:

$$[0162] \quad K(i+1) = K(i) + kk(i+1) [y(i+1) - K(i)x(i+1)] \quad (13)$$

$$[0163] \quad kk(i+1) = P(i)x(i+1) (\mu^2 + x(i+1)P(i)x(i+1)^T)^{-1} \quad (14)$$

[0164]

$$P(i+1) = \frac{1}{\mu^2} [1 - kk(i+1)x(i+1)] P(i) \quad (15)$$

[0165] 分析车载定位设备实际进行里程计刻度因子在线修正时, 里程计直接给出的是累计脉冲, 是速度的积分, 而捷联惯组解算的速度, 短时间内近似是里程的微分, 两种信息物理概念不统一, 所以从工程实用性出发, 在考虑里程计微分速度瞬时噪声较大的前提下, 对捷联惯组的速度输出值进行平滑滤波 (式 16), 并将速度沿载体坐标系转换为里程计坐标系后, 设计位置跟踪积分器 (式 17), 最后采用衰减记忆的递推估计法辨识里程计刻度系数参数, 假设导航周期为 1s, 捷联惯组输出周期为 200ms, 积分获取捷联惯组的位置变化量, 具体计算方法如下:

$$[0166] \quad \overline{v_i} = (v_{i1} + v_{i2} + v_{i3} + v_{i4} + v_{i5}) / 5.0; \quad (i = x, y, z, \text{ 分别沿载体坐标系的三个方向})$$

(16)

[0167]

$$y = \int_i^{i+T} v dt \approx \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2} * T \quad (T = 1s) \quad (17)$$

[0168] 由于里程计测量车辆轮胎的转动, 在车辆转弯时, 轮胎与接触地面之间会发生相对滑动, 且捷联惯导输出的速度方向短时间内不在同一方向上, 无法进行平滑滤波, 所以在辨识里程计刻度系数时, 应选取直线段车辆数据, 避免车辆机动引入的里程计测量误差。

[0169] 导航计算机板同时采集上述激光捷联惯导的姿态信息 (包括北向夹角)、经过误差补偿的里程计的路程信息和高程计的高度信息, 采用航位推算技术和坐标系转换技术, 获取高精度的水平定位信息, 图 5 和图 6 分别为定位设备自主定位原理图和航位推算 (DR) 的计算图。图 5 中所示的定位设备自主定位原理为: 将高程计组件的输出值经过误差修正

后传递到航位推算 (DR) 单元,里程计组件将获得的车辆在地面行驶速度和距离信息进行智能识别和速度滤波,然后经过零速判别,再与捷联惯组制导和导航信息共同进行捷联解算,将得到的姿态矩阵传递给航位推算 (DR) 单元;同时,将经过上述捷联解算得到的速度矩阵连同里程计组件测量结果经过智能识别和速度滤波得到的信息共同经过安装误差、刻度因子在线识别和修正,也传递给航位推算 (DR) 单元。航位推算 (DR) 单元的运算结果经坐标系转换,作为自主定位数据输出。

[0170] 当系统为单天线卫星模式时,以位置、速度为观测量,当系统为双天线卫星模式时,以位置、速度、航向为观测量,设计扩展的卡尔曼滤波器和航位推算积分器,实现 SINS/DR/ 卫星 / 高程计组合系统的高精度、自主定位功能。

[0171] 在本发明的一个优选的实施例中,捷联惯导的解算和导航计算机的运算均能够兼容多种坐标系转换,以按使用者的配置,使定位设备自动获取地球参数。采用精度较高的七参数法满足用户对 1954 北京坐标系、1980 线坐标系、2000 国家大地坐标系、WGS-84 坐标系等的需求,高精度的坐标转换保证定位信息的准确性。

[0172] 在本发明的一个优选的实施例中,本发明的技术方案还利用卫星信号良好时输出的高精度北向角、位置和速度信息,不定期地校正激光捷联惯组关键器件陀螺和加速度计的零偏漂移,进一步提高了定位精度。

[0173] 以上的各实施例仅仅是对本发明的优选实施方式进行描述,并非对本发明的范围进行限定,在不脱离本发明设计精神的前提下,本领域普通技术人员对本发明的技术方案做出的各种变形和改进,均应落入本发明的权利要求书确定的保护范围内。

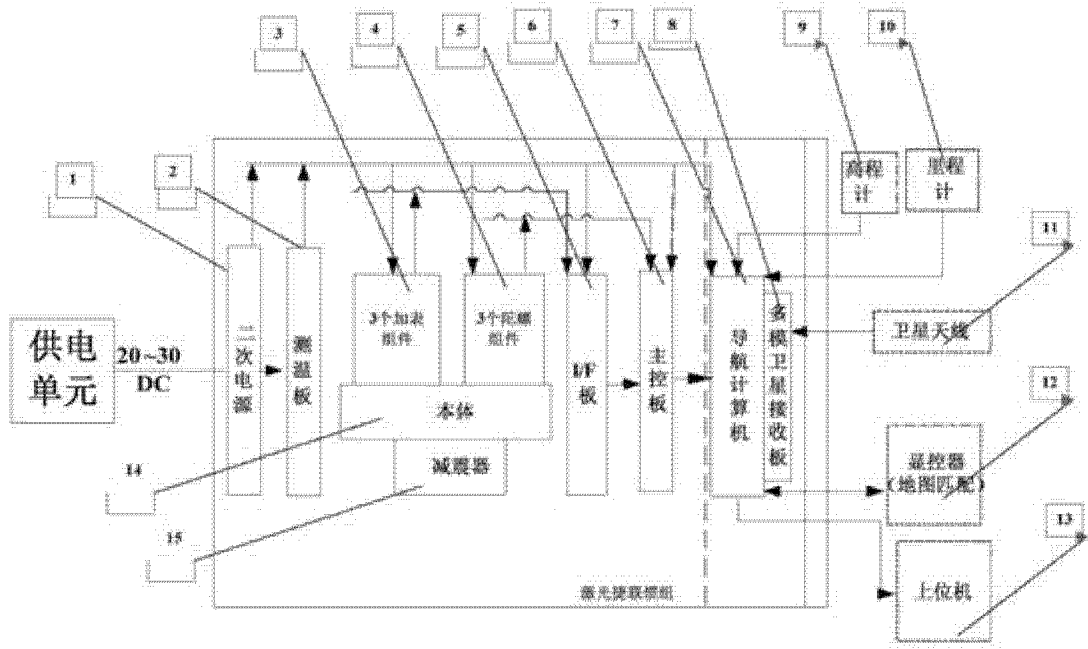


图 1

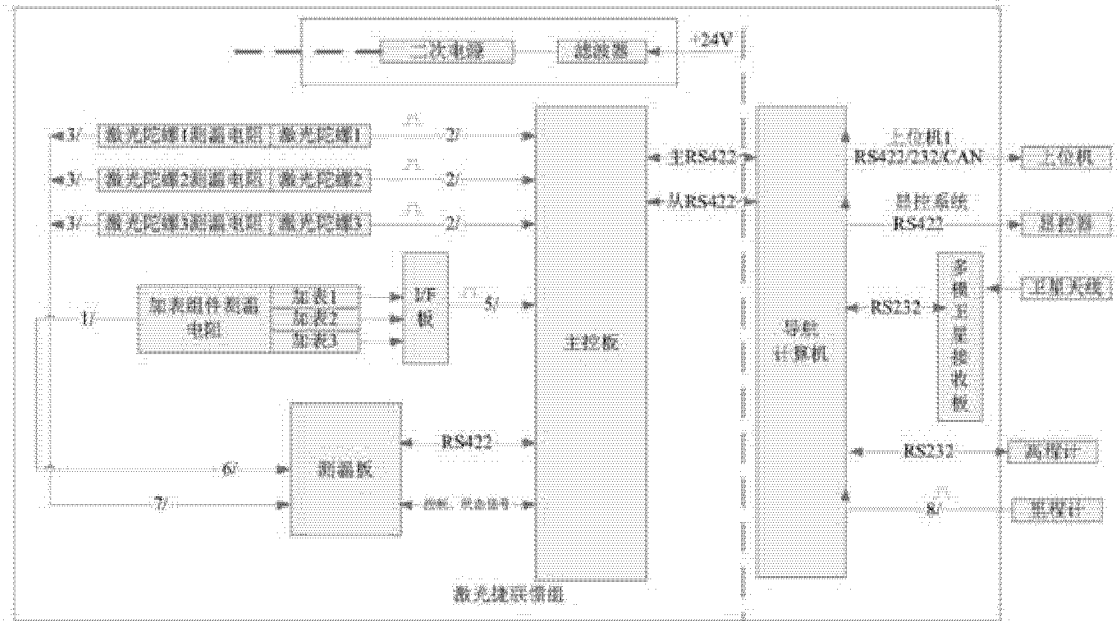


图 2

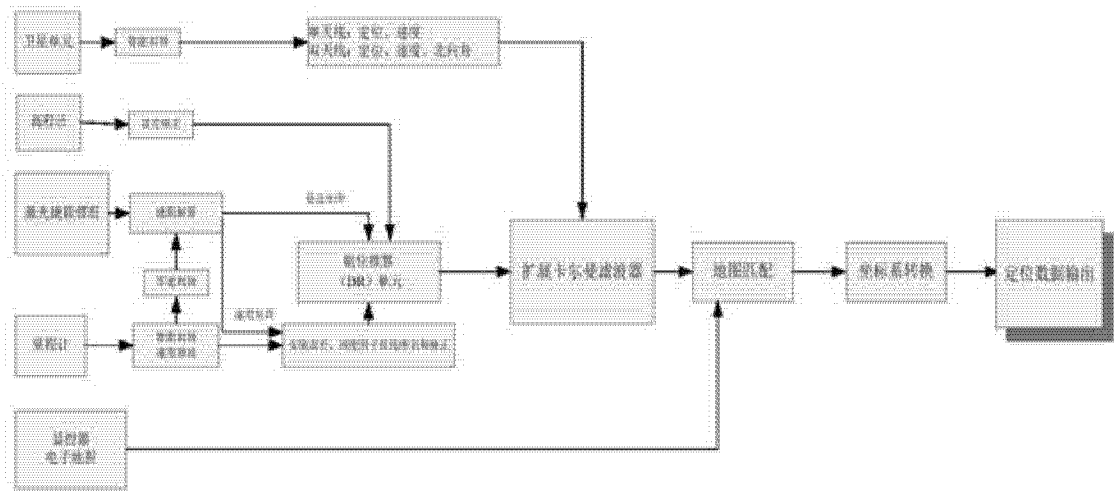


图 3



图 4

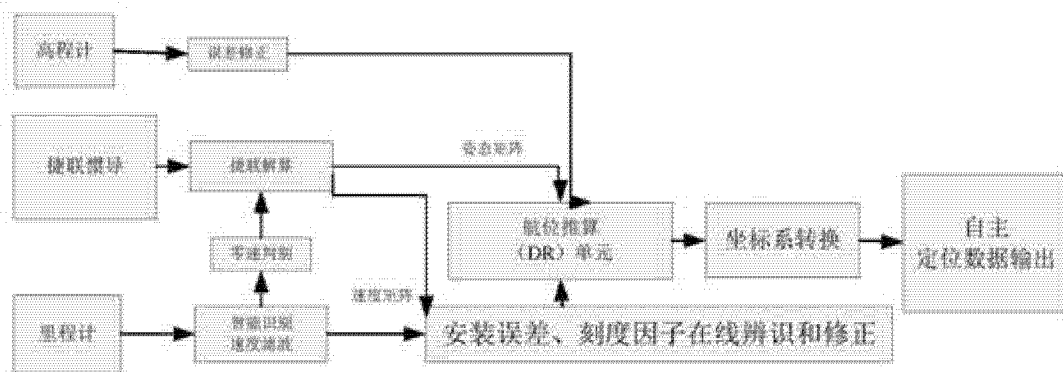


图 5

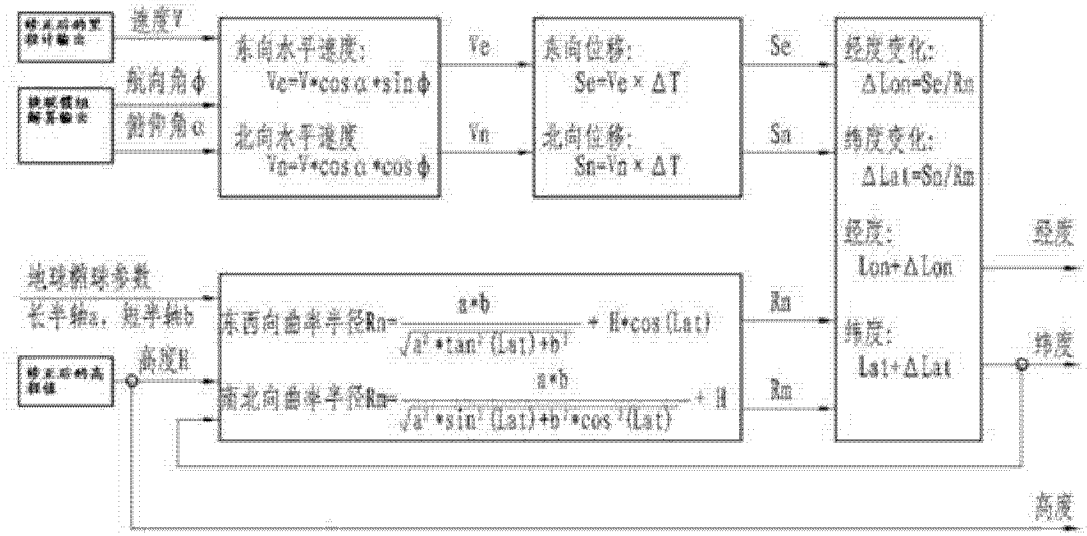


图 6