



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101395443 B

(45) 授权公告日 2011. 11. 16

(21) 申请号 200780007467. 7

G01S 5/14(2006. 01)

(22) 申请日 2007. 02. 12

G01C 21/16(2006. 01)

(30) 优先权数据

0601819 2006. 03. 01 FR

(56) 对比文件

FR 2866423 A1, 2005. 08. 19, 全文.

US 6317688 B1, 2001. 11. 13, 全文.

(85) PCT申请进入国家阶段日

2008. 09. 01

US 2003/0083792 A1, 2003. 05. 01, 全文.

(86) PCT申请的申请数据

PCT/FR2007/000255 2007. 02. 12

审查员 张玉艳

(87) PCT申请的公布数据

W02007/099211 FR 2007. 09. 07

(73) 专利权人 尤洛考普特公司

地址 法国马里尼亚纳

(72) 发明人 J·-P·佩蒂珑

(74) 专利代理机构 上海专利商标事务所有限公

司 31100

代理人 钱慰民

(51) Int. Cl.

G01C 21/00(2006. 01)

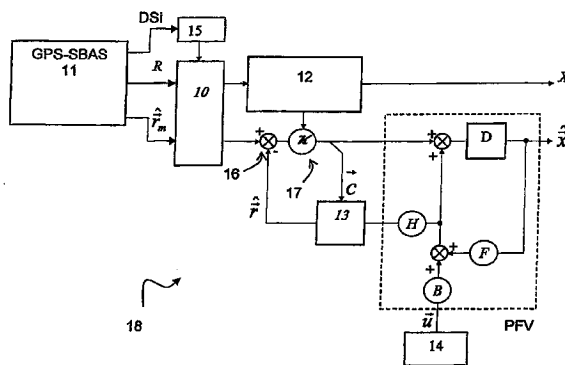
权利要求书 3 页 说明书 8 页 附图 2 页

(54) 发明名称

混合定位方法和设备

(57) 摘要

本发明涉及通过将惯性数据同飞行器与卫星之间距离的数据相组合来确定飞行器位置的方法,其中:a)将距离数据存储在FIFO存储器中,从而在存储器的输出处有经延迟的距离数据可用;b)将经延迟的距离数据与惯性数据相组合,以获得对飞行器的位置数据的估计;以及c)监视距离数据中差错的出现,并当检测到这样的差错时,修正存储在FIFO存储器中的数据中的至少一些以使得差错被中和。



1. 一种通过将惯性数据(\vec{u})同关于移动体与卫星之间的距离的数据(\hat{r}_m)相组合来定位所述移动体的方法,所述方法的特征在于下列步骤:

a) 将所述距离数据存储在第一 FIFO 存储器 (10) 中,从而在所述第一 FIFO 存储器的输出处有经延迟的距离数据可用;

b) 将所述经延迟的距离数据与所述惯性数据相组合以获得对所述移动体的位置数据的估计(\hat{x});以及

c) 监视所述距离数据中差错 (DSi) 的出现,并且当检测到这样的差错时,修正存储在所述第一 FIFO 存储器中的数据中的至少一些以减小或消除其在所述组合操作中的权重;以及

d) 将估计卫星距离数据(\hat{r})作为惯性数据的函数并作为卫星历书的函数存储在第二 FIFO 存储器 (13) 中,以在所述第二 FIFO 存储器的输出处有经延迟的估计可用,所述第一和第二 FIFO 存储器的容量相等,以使得所述经延迟的估计的最大延迟值与所述经延迟的距离数据的最大延迟值相同。

2. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,所述组合操作包括从所述经延迟的距离数据减去经延迟的作为所述惯性数据的函数的距离数据估计,并对所述减法的结果进行加权。

3. 如权利要求 2 所述的方法,其特征在于,所述加权增益 (K) 是常量。

4. 如权利要求 2 所述的方法,其特征在于,所述加权增益 (K) 是变量。

5. 如权利要求 4 所述的方法,其特征在于,所述加权增益是作为影响所述距离数据的误差的先验协方差 (R) 的函数并作为星座的几何的函数来计算的。

6. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,所述最大延迟的值为 1 秒到 6 秒的数量级。

7. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,所述存储和组合操作是以至少 0.5Hz 或至少 1Hz 数量级的频度以规律的时间间隔来执行的。

8. 如权利要求 6 或 7 中的任一项所述的方法,其特征在于,所述第一和第二 FIFO 存储器中的每一个用来记录多个相继的数据向量(\hat{r}_m, \hat{r}),对于每个接收信道,即对于每颗卫星,每个测得的与卫星之间的距离数据向量(\hat{r}_m)包括伪距测量以及影响所述测量的误差的方差。

9. 如权利要求 8 所述的方法,其特征在于,所述第一和第二 FIFO 存储器中的每一个用来记录数十个相继的数据向量(\hat{r}_m, \hat{r})。

10. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,为了中和存储在所述第一 FIFO 存储器中的数据,与所述数据相关联的置信度被降低。

11. 如权利要求 10 所述的方法,其特征在于,与所述数据相关联的置信度是通过增大与所述数据相关联的误差的协方差来降低的。

12. 一种飞行器机载或可机载的飞行器定位设备 (18),所述设备包括:

- 惯性单元 (14),用来交付惯性数据(\vec{u});

- 距离接收机单元 (11),用来接收卫星距离和历书并交付距离和 / 或位置数据(\hat{r}_m);

以及

- 混合单元 (12、13、16、17、VPF), 其连接于所述惯性单元以接收所述惯性数据, 并连接于所述距离接收机单元以接收所述距离数据, 所述混合单元交付作为所述惯性数据和所述距离数据的函数的估计位置数据($\hat{\mathbf{x}}$);

所述设备的特征在于, 其还包括:

- 第一 FIFO 存储器 (10), 其与所述距离接收机单元 (11) 和所述混合单元耦合以将经延迟的距离数据交付给所述混合单元; 以及

- 中和单元 (15), 其响应于代表来自有错卫星 (S_i) 的有错距离数据的差错数据 (DS_i), 并被安排在所述差错数据出现时修正存储在所述第一 FIFO 存储器中的所述距离数据中的至少一些,

其中所述混合单元包括:

- 估计器单元, 其交付在惯性数据和估计位置数据的基础上计算得到的估计距离数据;

- 第二 FIFO 存储器 (13), 其被安排存储所述估计距离数据并输出经延迟的估计距离数据;

- 减法单元 (16), 其被安排从由所述第一 FIFO 存储器交付的经延迟距离数据减去所述经延迟的估计距离数据; 以及

- 加权单元 (17), 其被安排对由所述减法单元交付的数据进行加权。

13. 如权利要求 12 所述的设备, 其特征在于, 所述第一 FIFO 存储器 (10) 插入在所述距离接收机单元 (11) 与所述混合单元之间。

14. 如权利要求 12 所述的设备, 其特征在于, 所述混合单元包括递归滤波器 (12)。

15. 如权利要求 14 所述的设备, 其特征在于, 所述递归滤波器是 Kalman 滤波器。

16. 如权利要求 12 所述的设备, 其特征在于, 所述中和单元 (15) 连接于所述距离接收机单元 (11) 以从其接收所述差错数据。

17. 一种通过将惯性数据($\vec{\mathbf{u}}$)同移动体与卫星之间的距离的数据($\hat{\mathbf{r}}_m$)相组合来确定所述移动体的设备, 所述设备包括:

a) 用于将所述距离数据存储在第一 FIFO 存储器 (10) 中以及在所述第一 FIFO 存储器的输出处有经延迟的距离数据可用的装置;

b) 用于将所述经延迟的距离数据与所述惯性数据向组合以获得对所述移动体的位置数据的估计($\hat{\mathbf{x}}$)的装置;

c) 用于监视所述距离数据中差错 (DS_i) 的出现, 并且当检测到这样的差错时, 修正存储在所述第一 FIFO 存储器中的所述数据中的至少一些以减小或消除其在所述组合操作中的权重的装置; 以及

d) 用于将估计卫星距离数据($\hat{\mathbf{r}}$)作为惯性数据的函数记录于第二 FIFO 存储器 (13) 中, 以使得在所述第二存储器的输出处有经延迟的估计可用的装置, 所述第一和第二 FIFO 存储器的容量相等, 以使得所述经延迟的估计的最大延迟值与所述经延迟的距离数据的最大延迟值相同。

18. 一种通过将惯性数据($\vec{\mathbf{u}}$)同关于移动体与卫星之间的距离的数据($\hat{\mathbf{r}}_m$)相组合来定

位所述移动体的设备,所述设备包括:

a) 用于将所述距离数据存储在第一 FIFO 存储器 (10) 中从而在所述第一 FIFO 存储器的输出处有经延迟的距离数据可用的装置;

b) 将所述经延迟的距离数据与所述惯性数据相组合以获得对所述移动体的位置数据的估计($\hat{\mathbf{x}}$)的装置;以及

c) 监视所述距离数据中差错 (DSi) 的出现,并且当检测到这样的差错时,修正存储在所述第一 FIFO 存储器中的数据中的至少一些以减小或消除其在所述组合操作中的权重的装置;以及

d) 将估计卫星距离数据($\hat{\mathbf{r}}$)作为惯性数据的函数并作为卫星历书的函数存储在第二 FIFO 存储器 (13) 中,以在所述第二 FIFO 存储器的输出处有经延迟的估计可用的装置,所述第一和第二 FIFO 存储器的容量相等,以使得所述经延迟的估计的最大延迟值与所述经延迟的距离数据的最大延迟值相同。

混合定位方法和设备

[0001] 本发明涉及一种混合定位方法和设备。

[0002] 本发明的技术领域是制造直升飞机上机载的导航系统的技术领域。

[0003] 本发明尤其涉及将惯性测量同与涉及承载该设备的移动体（尤其是旋翼飞机）和卫星之间距离的数据相组合的导航和 / 或定位方法及设备。

[0004] 在本申请的用意中,并且在没有显性的或隐性指示相反意思时,术语“测量”、“数据”、“信号”、和它们的派生词被认为是等效的,并且术语“组合”、“混合”、“耦合”、和它们的派生词同样被认为是等效的。

[0005] 一般而言, GPS 接收机包括四个主要版块或模块 :

[0006] - 第一模块是 HF 头 (也称为“RF 前端”) 并且它对由 GPS 接收机的天线拾取的信号进行前置放大,并执行变频 ;

[0007] - 第二模块是为其它模块提供精确时间和频率基准的时钟 ;由于时钟的精确性并不是绝对的,因此其时间和频率误差藉由偏离来建模 ;

[0008] - 第三模块是信号处理器模块,其解码来自卫星的导航消息,以提供有 24 颗卫星的星座的历书 ;此第一类数据对应于给出 24 颗卫星的位置 (或三维向量 $\vec{p}_{svi} = [x_{svi} \ y_{svi} \ z_{svi}]^T$, 其中 $i = 1$ 到 24) ;假定精确地知道时间,则这就构成计算这 24 个位置所需的数据 ;该模块也测量已接收到的信号来自视野中的那些卫星的传播时间,其中这类信号的数目或信道的数目 (NCH) 可变,并使用这些信号来计算与相应各测得的传播历时对应的距离 ;影响这些测量的公偏对应于时钟的偏移,并且可能等量于几千公里 ;如此确定的距离一般被称为“伪距” ;在本申请中,除非显性或隐性地指示相反意思,否则术语“距离”和“伪距”可互换地用来指代由该接收机模块交付的距离数据 ;一些接收机还交付此量值的导数的测量 (“伪距离”速率) ;以及

[0009] - 用于“计算导航解”的第四模块求解以下方程组 :

$$[0010] \quad r_i^2 = (x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 + Ct$$

[0011] $i = 1 - NCH$, 并且其中 $\vec{p} = [x \ y \ z]^T$ 是天线的位罝, t 是时钟的偏移,而 C 是光速 ;这里有四个未知量 (x, y, z, t), 因此求解此方程组需要四个标量方程 ;当接收机信道的数目超过 4 时,过剩的数据被用来减小误差并增加完好性,例如通过使用最小二乘法以及通过检出偏离总走向的点来实现。

[0012] 此版块由此交付针对偏离作了修正的接收机位置和时间,并且在恰当的场所还交付移动体的位置的导数——即承载体的速度的测量。

[0013] 已知通过使用 Kalman 滤波器,可将这类相对于卫星的距离数据与由移动体机载的惯性单元交付的惯性数据相组合,从而来确定移动体的位置,例如在苏黎士 ETH H \ddot{u} nggerberg 的测地学和摄影测绘学研究所的文献“GPS and INS integration with Kalman filtering for direct geo-referencing of airborne imagery (将 GPS 和 INS 与 Kalman 滤波整合用于空中影像的直接地理连测)”中所描述的那样。

[0014] 下文使用的常用简称的含义概括如下 :

[0015] AAIM : 飞行器自主完好性监视 ;

- [0016] AFCS :自动飞行控制系统 ;
- [0017] ARAS :基于飞行器的增强系统 ;
- [0018] EGNOS :欧洲对地静止导航叠加系统 ;
- [0019] FIFO :先进先出 ;
- [0020] FMS :飞行管理系统 ;
- [0021] GBAS :基于地面的增强系统 ;
- [0022] GNSS :全球导航卫星系统 ;
- [0023] GPS :全球定位系统 ;
- [0024] INS :惯性系统 ;
- [0025] PVT :位置、速度、时间 ;
- [0026] RAIM :接收机自主完好性监视 ;
- [0027] SBAS :基于空间的增强系统 ;
- [0028] TTA :警告时间 ;
- [0029] VCO :压控振荡器 ;
- [0030] WAAS :广域增强系统。
- [0031] 本发明的具体目的是使 GNSS 中的故障被钝化并使混合 GNSS/INS 定位和 / 或导航系统能在自愈模式下继续工作。
- [0032] 在基于卫星的导航系统当中,在 1970 年代的使得能以公里级精度每 90 分钟一次地确定位置的“过渡性”卫星系统之后,出现了传送“明码”信号——也就是称为“粗捕获”(C/S)信号——的 GPS 导航系统。
- [0033] 这种系统主要的局限是它缺乏完好性。首先卫星的故障率是 10^{-4} 每小时 (h^{-1}) 的数量级。其次, GPS 卫星并不相互通信并因此不彼此相互监视。最后, GPS 系统的地面段不够密集,因此不足以提供对星座的连续监视。故障率因此很高,并且向最终用户通知故障所需的时间可达几个小时。这两个特征使 GPS 按其实际情况不能用在诸如确定仪表飞行规则状态 (IFR) 下的民航飞行器的位置等的应用中。
- [0034] 依靠视野中的卫星之间的冗余度, RAIM 仅提供一种针对这种处境部分的弥补方案。当至少有五颗卫星被 RAIM 接收机拾取到并处理时,接收机能生成多个 PVT 解,将它们彼此进行比较,并当检测到失配时向用户通知异常。如果有五颗以上的卫星在被处理,则接收机可定位并排除已出故障的卫星。
- [0035] 其缺点在于这种类型的监视导致得到令精确进场不能实现可能的保护半径和有百米的警告半径。
- [0036] SBAS 的目的是至少部分地缓解这些局限性。SBAS 包括由监视 GPS 星座的可视部分的地面站构成的大陆网络。对由该网络采集到的数据的实时处理用来标识来自诸可视 GPS 卫星中的每一颗的误差,以足以使得在大陆上所议的任何点可能作出精确进场的三维分辨率来标识出由于电离层传播延迟在每个点上导致的误差。
- [0037] 由对地静止卫星构成的空间段能充当用于将修正信息和与 GPS 星座的健康状态有关的信息传送至最终用户的接收机的中继 ;这类对地静止卫星还充当额外的导航数据源,这是由于它们传送与来自 GPS 卫星的相同的导航消息。
- [0038] 通过十米数量级的所谓“ 10^{-7} ”保护半径 (20 米的垂直保护阈值在 99.9% 的时间

可用),通过遵循 Do229 标准在检测和信令通知故障中有不超过 6 秒的 TTA 延迟,这些改进和添加使得能够达成米数量级的精度(在三维中)。

[0039] 给定部署的大陆尺寸和对地静止卫星传送的信号带宽限制,信息的处理和传递不可能是即时的。

[0040] 在监测故障和通知最终用户当中的 TTA 延迟构成 SBAS 的成本因素之一。

[0041] Journal of Global Positioning Systems(全球定位系统期刊)2003 第二卷第二号 126-134 页中由 Charles S. Dixon 所著的文献“GNSS local component integrity concepts(GNSS 本地组件完好性概念)”涉及缩减此延迟的长度的手段。

[0042] 6 秒的 TTA 值是回转率(航向变化率)不超过约 3 度每秒($3^\circ/s$)且其横摇角变化率被限制在约 $4^\circ/s$ 的飞行器所能接受的最大值。

[0043] 然而,在陡坡度和低速度进场上的直升飞机的稳定性比以 150 节行驶在 3° 的 ILS 坡度上的客机差很多,因此直升飞机上机上必须实现具有远高于客机的 $4^\circ/s-3^\circ/s$ 限制所强加的权威性的领航关系,而这与通常的 TTA 值是不兼容的。

[0044] 因此,对于旋翼飞机和靶机而言可能是有用的导航数据源的 SBAS(WAAS 或 EGNOS)并不适用于这些类型的飞行器。

[0045] 本发明通过尤其使钝化 SBAS 检测到的 GPS 卫星故障变得可能、将检测和信令通知故障当中的延迟(TTA)缩减至零、并在 SBAS 完全失效的情况下提供自愈模式,从而解决这个问题。

[0046] 本发明的另一目的是提出一种机载的或适于飞行器机载用来通过将伪距与其它测量——尤其是惯性测量——混合来确定其位置的系统,该系统是改良的和/或至少部分地弥补这类系统的短处和缺陷。

[0047] 根据本发明的一个方面,卫星定位数据在被交付给用于将该数据与非卫星定位数据混合的模块之前先被暂存,并且在检测到差错信号的情况下,暂存的卫星数据中至少有一些被修正。

[0048] 在本发明的另一方面,提供了一种通过将惯性数据(\vec{u})同有关移动体与卫星之间的距离的数据(\hat{r}_m)相组合来定位该移动体的方法,该方法包括下列步骤:

[0049] a) 将距离数据存储存在 FIFO 存储器中以在存储器的输出处有经延迟的距离数据可用;

[0050] b) 将经延迟的距离数据与惯性数据相组合以获得对移动体位置数据的估计;以及

[0051] c) 监视距离数据中差错的出现,并且当检测到这样的差错时,修正存储在 FIFO 存储器中的数据中的至少一些以中和(钝化)这些数据,即降低或消去其在组合操作中的权重(或贡献)。

[0052] 根据本发明的有利特征:

[0053] - 将估计卫星距离数据(\hat{r}_m)作为惯性数据的函数和作为卫星历书的函数存储在第二 FIFO 存储器(13)中,从而在所述存储器的输出处有经延迟的估计可用,这两个 FIFO 存储器的容量相等以使得经延迟的估计的最大延迟值与经延迟的距离数据的最大延迟值相同;

[0054] - 组合操作可包括修正操作,所述修正操作包括从经延迟的距离数据减去经延迟的作为惯性数据的函数的距离数据估计,并用可为常量或变量的增益(K)对所述减法的结果加权(滤波);该增益可以是作为影响距离数据的误差的先验协方差(R)的函数计算得到的;

[0055] - 最大延迟值是1秒到6秒的数量级;

[0056] - 存储和组合操作可以至少0.5赫兹(Hz)数量级——尤其是在0.5Hz到5Hz数量级、或者在1Hz到10Hz数量级——的频度(以规律的时间间隔)执行;

[0057] - 每个FIFO存储器可用来存储多个相继的数据向量($\hat{\mathbf{r}}_m$, $\hat{\mathbf{r}}$),尤其是存储至少约10个向量;对于每个接收信道(即卫星),每个距离数据向量($\hat{\mathbf{r}}_m$)一般包括伪距测量以及影响该测量的误差的方差;

[0058] - 为了中和存储在第一FIFO存储器中的数据,可降低与所述数据相关联的置信度,也就是使误差协方差矩阵的逆减小或归零,和/或增大与所述数据相关联的误差协方差(尤其是设定在非常高的值)。

[0059] 在本发明的另一方面,提出一种机载或适于飞行器机载的飞行器位置确定设备,该设备包括:

[0060] - 惯性单元,用来交付惯性数据;和/或

[0061] - 卫星距离接收机单元,用来交付距离数据;

[0062] - 混合单元,其连接于惯性单元以接收惯性数据并且连接于卫星距离接收机单元以接收距离数据,所述混合单元交付作为惯性数据和距离数据的函数的估计位置数据;

[0063] - FIFO存储器,其与距离接收机单元和混合单元耦合(插入在两者之间),用来向混合单元交付经延迟的距离数据;以及

[0064] - 中和单元,其响应于关于距离数据的差错数据并被安排在所述差错数据出现时修正存储在存储器中的距离数据的至少一部分。

[0065] 根据该设备的有利特征;

[0066] - 混合单元可包括:

[0067] - 估计器单元,其交付从惯性数据、来自接收机的估计位置数据、和卫星位置数据(历书)计算得到的距离估计;

[0068] - 第二FIFO存储器,其被安排存储距离估计并输出经延迟的估计距离数据;

[0069] - 修正单元,其包括被安排从由第一FIFO存储器交付的经延迟距离数据减去经延迟的估计距离数据的减法单元;以及

[0070] - 增益(K)运算器,其被安排对由减法单元提供的数据加权;

[0071] - 混合单元可包括递归滤波器,尤其是Kalman滤波器;并且

[0072] - 中和单元可连接于距离接收机单元以接收差错数据。

[0073] 本发明可由飞行器机载或适于飞行器机载的计算机的处理器实现,该计算机一旦检测到出错,就执行包括与本发明的方法的步骤对应的指令的程序。

[0074] 因此,在本发明的一个方面,提供一种程序,其包括可由飞行器计算机使用来通过将惯性数据($\hat{\mathbf{u}}$)同有关飞行器与卫星之间的距离的距离数据($\hat{\mathbf{r}}_m$)相组合来确定飞行器的位置的代码,所述代码包括:

[0075] a) 将距离数据存储于FIFO存储器中以在存储器的输出处有经延迟的距离数据可

用；

[0076] b) 将经延迟的距离数据与惯性数据组合以得到对飞行器位置数据的估计($\hat{\mathbf{x}}$)；

[0077] c) 监视距离数据中差错(SV#i)的出现,并且当检测到差错时,修正存储在FIFO存储器中的数据中的至少一部分以使其在组合操作中的权重减小或归零;以及

[0078] d) 将卫星距离数据估计($\hat{\mathbf{r}}$)作为惯性数据的函数存储于第二FIFO存储器中,以在所述存储器的输出处有经延迟的估计可用,这两个FIFO存储器的容量相等以使得经延迟的估计中的最大延迟值与经延迟的距离数据中的最大延迟值相同。

[0079] 本发明使得能够以与卫星故障相同的方式来钝化GPS接收机故障,由此使得能够对内建测试周期使用更长的历时,并且使得能够避免安装第二接收机。

[0080] 本发明的其它方面、特征、和优势在以下说明中呈现,以下说明参照示出不带任何限定性特征的本发明优选实施例的附图。

[0081] 图1是示出本发明系统中的第二寄存器的结构及其与系统的其它模块的连接图。

[0082] 图2是示出常规的包括Kalman滤波器的混合GPS/惯性设备或系统的架构的图。

[0083] 图3是常规的混合系统中的滤波器增益计算和协方差计算模块的框图。

[0084] 图4是示出根据本发明的混合GPS/惯性设备或系统的架构的图。

[0085] 本发明基于对由GPS-SBAS接收机执行的测量加以隔离长达到足以保证其无误的历时(即,对于遵循Do229标准的SBAS是6秒期间)。这种隔离是由插在GPS-SBAS接收机11的输出与Kalman滤波器12之间(参看图4)的移位寄存器10(或FIFO存储器)执行的。

[0086] 给定未曾设想在6秒“旧”的信息的基础上导航飞行器,该设备将GPS-SBAS测量与惯性测量混合。通过安装第二移位寄存器13(或FIFO存储器)以将惯性数据延迟达与GPS-SBAS数据相同的历时,就使得呈无延迟的混合惯性/距离数据(向量 $\hat{\mathbf{x}}$ 的分量)在第二寄存器的上游可用。另外,第二移位寄存器被视为状态机,从而使得GPS-SBAS接收机构成了应用了Kalman滤波器技术的特殊动态观察器。

[0087] 图4中所示设备包括两个移位寄存器:用于GPS数据的第一寄存器10;以及用于惯性数据的第二寄存器13;第二寄存器配备了中间输入 e_0-e_{59} ,如图1所示其使得Kalman滤波器能控制该寄存器的所有状态(借助于向量 \mathbf{c}),图1中60个标记了 z^{-1} 的版块 D_0-D_{59} 是个体的延迟运算器,各自为同样多的状态。

[0088] 图2是示出常规的包括Kalman滤波器的混合GPS/惯性设备或系统的架构的图。

[0089] 该系统包括虚拟平台(VPF)的综合表示,其中:

[0090] - $\vec{\mathbf{u}}$ 是惯性测量(即构成在承载体参照系中对飞行器的加速度 $\vec{\gamma}_m$ 和角速度 $\vec{\omega}_m$ 测量的两个3D向量的集合);

[0091] - 标记了“ z^{-1} ”或“D”的运算器是个体的延迟运算器;这种作用于向量的运算器对应于 \underline{n} 个标量延迟运算器;

[0092] - F、H和B是该虚拟平台的特征矩阵(其状态表示的矩阵);矩阵H的计算涉及所有卫星的位置;

[0093] - $\hat{\mathbf{x}}$ 是对过程的状态向量的估计,即至少是由三个欧拉角、三个速度分量、三个位置分量、以及GPS接收机时钟的偏离构成的集合。通常, $\hat{\mathbf{x}}$ 还包括与回转仪、加速度计、和VCO

的建模误差对应的马尔可夫状态；例如，给定有总共 24 维的向量 $\hat{\mathbf{x}}$ ，则每轴每传感器两个附加状态，用于建模偏离和 1/f 噪声；

[0094] – $\hat{\mathbf{r}}$ 是估计离卫星的伪距的向量。

[0095] 尽管虚拟平台不是线性过程，但这种表示对于影响测量即影响对最优混合有意义的量的误差是有效的。

[0096] 这种表示示出虚拟平台接收六个“捷联式”惯性测量作为输入，并交付对承载体的状态向量的估计作为输出，并且其可被局部线性化。

[0097] 图中所示的其它要素是：

[0098] –K, Kalman 增益；以及

[0099] – $\hat{\mathbf{r}}_m$, 测得的离卫星的伪距的向量（这些测量来自 GPS-SBAS 接收机）。

[0100] 该图代表下列方程：

$$[0101] \quad \hat{\mathbf{x}}_{i+1|i} = F\hat{\mathbf{x}}_i + B\bar{\mathbf{u}} \quad (\text{预测})$$

$$[0102] \quad \hat{\mathbf{x}}_{i+1|i+1} = K(\hat{\mathbf{r}}_m - H\hat{\mathbf{x}}_{i+1|i}) \quad (\text{修正})$$

$$[0103] \quad \hat{\mathbf{r}} = H\hat{\mathbf{x}}_{i+1}$$

[0104] 如果影响测得的伪距测量和惯性测量的误差为白噪声，如果 R 是影响伪距测量的误差的协方差矩阵，并且如果 U 是影响惯性测量的误差的协方差矩阵，则影响承载体状态估计 $\hat{\mathbf{x}}$ 的误差的 Kalman 增益 K 和协方差矩阵 X 是由系统使用下列非线性递归方程来确定的：

$$[0105] \quad X_{k+1|k} = FX_{k|k}F^T + BUB^T$$

$$[0106] \quad K = X_{k+1|k}H^T(HX_{k+1|k}H^T + R)^{-1}$$

$$[0107] \quad X_{k+1|k+1} = (I - KH)X_{k+1|k}$$

[0108] 与该系统对应的图示出于图 3 中。

[0109] 本发明的对观察“加以隔离”的混合系统的表示示出于图 4 中。

[0110] 滤波器的功能在 GPS-SBAS 系统的情形中是基于在测量设备中检测到故障所花费的时间的有界本质。举例而言，该时间对于遵循 Do229 的 SBAS 系统而言最多为 6 秒。

[0111] 为了避免 VPF 受有误 GPS-SBAS 测量的任何污染，如由 GPS-SBAS 接收机计算出的伪距测量及其方差的先验估计被“隔离”在移位寄存器 10 中，该移位寄存器 10 具有确保通过寄存器所花费的时间与规定的最大检测延迟一致（或稍大）所需数目的 \underline{n} 级；举例而言，对于 10Hz 频度交付数据并具有 6 秒 TTA 的 GPS-SBAS 接收机，选择具有 60 级（ 6×10 ）的寄存器。

[0112] 在检测到卫星 S_i 出故障的情况下，如由信号 DS_i 所指示的（图 4），所有来自该卫星并包含在处在接收机 11 的输出处的移位寄存器 10 的各级中的伪距测量均被接收信号 DS_i 的中和模块 15 标记为无效（即它们的方差被强制为无穷值）。

[0113] 这些无穷方差测量因此被滤波器 12 忽略，滤波器 12 同时继续对与其它卫星有关的测量加以利用并提供具有额定精度（或在卫星数目仍保持足够的前提下几乎不降级）的有效位置测量。

[0114] 在信号 DS_i 消失后，在其后有效数据离开存储器的时间（例如 1 秒）取决于寄存器 10 的深度（级数）和迭代计算的频度。

[0115] 在定位系统完全故障（包括接收机出故障）的情况下，来自所有卫星的所有数据都被标记为无效，且滤波器对任何观察皆不加以利用并且交付纯惯性的（工作在开环）而且尚未受污染的位置。

[0116] 最优滤波器是通过应用构成并内联过程及其监测手段的模拟所需的已知规则来确定的。因此将第二移位寄存器 13 以与置于 GPS-SBAS 接收机的输出处的寄存器 (11) 对称的方式设置在 VPF 的输出处。该移位寄存器的各级有与 Kalman 滤波器一样多的附加状态（对于以 1Hz 并以 6 秒 TTA 交付测量的 12 信道 GPS 接收机有 $6 \times 12 = 72$ 个状态）。这些状态需要由滤波器控制，由此得到图 4 框图中从增益 K 至移位寄存器 13 的环路(c)。

[0117] 其输入写成 e 且输出写成 s 的移位寄存器的两个相继状态（与索引为 k 和 $(k+1)$ 的两次迭代对应）之间的关系可以写成下列形式：

$$[0118] \quad \begin{pmatrix} d_0 \\ d_1 \\ \dots \\ d_{n-2} \\ d_{n-1} \end{pmatrix}_{k+1} = \begin{pmatrix} e \\ d_0 \\ \dots \\ d_{n-3} \\ d_{n-2} \end{pmatrix}_k = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 1 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} d_0 \\ d_1 \\ \dots \\ d_{n-2} \\ d_{n-1} \end{pmatrix}_k + \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ \dots \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} e$$

$$[0119] \quad s = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} d_0 \\ d_1 \\ \dots \\ d_{n-2} \\ d_{n-1} \end{pmatrix}_{k+1}$$

[0120] 或者以更紧凑的形式写成：

$$[0121] \quad \vec{d}_{k+1} = F_F \vec{d}_k + B_F e$$

$$[0122] \quad s = H_F \vec{d}_{k+1}$$

[0123] 其中 F_F 、 B_F 和 H_F 是基本上由大量 0 和少量 1 构成的互连矩阵，其中 1 首先对应于移位寄存器的“总”输入与寄存器的第一级的输入之间的连接，其次对应于一级的输出与下一级的输入之间的连接，最后对应于寄存器末级的输出与移位寄存器的“总”输出之间的连接。

[0124] 配备有其移位寄存器的平台可由下列方程转写：

$$[0125] \quad \begin{bmatrix} \hat{\vec{x}}_{k+1} \\ \vec{d}_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F & 0 \\ B_F H_F & F_F \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\vec{x}}_k \\ \vec{d}_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ B_F H_B \end{bmatrix} \vec{u}$$

$$[0126] \quad \hat{\vec{r}}_d = \begin{bmatrix} 0 & H_F \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\vec{x}}_k \\ \vec{d}_k \end{bmatrix}$$

[0127] 使用下列注记：

$$[0128] \quad \hat{\vec{x}} = \begin{bmatrix} \hat{\vec{x}} \\ \vec{d} \end{bmatrix}, \mathcal{F} = \begin{bmatrix} F & 0 \\ B_F H_F & F_F \end{bmatrix}, \mathcal{B} = \begin{bmatrix} B \\ B_F H_B \end{bmatrix} \text{ 以及 } \mathcal{H} = \begin{bmatrix} 0 & H_F \end{bmatrix}$$

$$[0129] \quad \hat{\vec{x}}_{k+1} = \mathcal{F} \hat{\vec{x}}_k + \mathcal{B} \vec{u}$$

[0130] 可将其写成 $s = \mathcal{H} \hat{\vec{x}}_k$

[0131] 而这就可象任何其它 Kalman 滤波器那样来进行处理。

[0132] 在本发明的方法中，要计算以供使用的向量和矩阵的维数增加。例如，对以 6 秒

TTA 并以 1Hz 提供 12 个位置分量的 GPS 接收机而言,这提供 $12 \times 6 \times 1 = 72$ 个附加状态。因此,本发明所实现的滤波器可具有数十或数百个状态。

[0133] 然而,由于所处理的矩阵基本是“空”的,因此一般不必为所有这些元素提供存储,也不必系统地处理这些矩阵和这些向量的所有元素。

[0134] 惯性 /GPS 耦合可以是紧耦合或松耦合;对于松耦合,可使用由 GPS 接收机交付的位置数据,在恰当的场合还有速度数据;对于紧耦合,可使用由 GPS 接收机交付的伪距数据,在恰当的场合还有伪速度数据。

[0135] 本发明的系统可包括气压高度传感器、磁力计、和 / 或空速传感器,以及用来将这些传感器所交付的测量与卫星距离测量组合并在适当的场合还与惯性测量组合的混合手段。由此可将卫星位置数据与空中(相对空气的)飞行器速度的测量、航向和磁场测量、和 / 或高度、和 / 或大气压测量相组合。

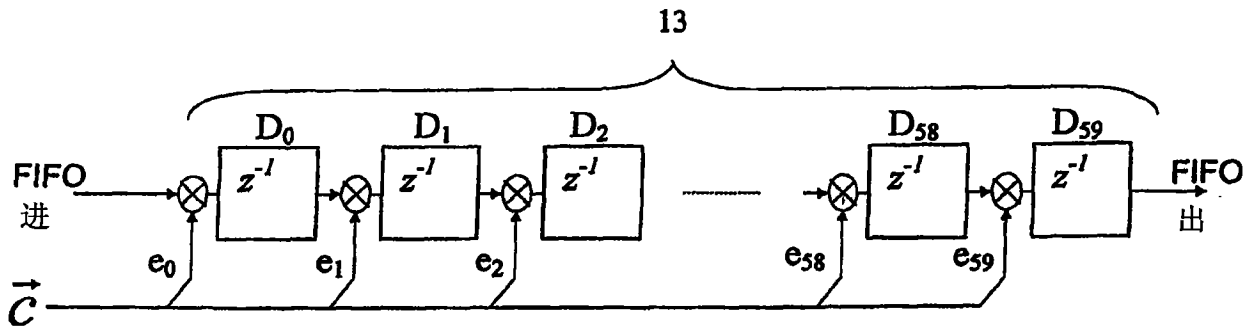


图 1

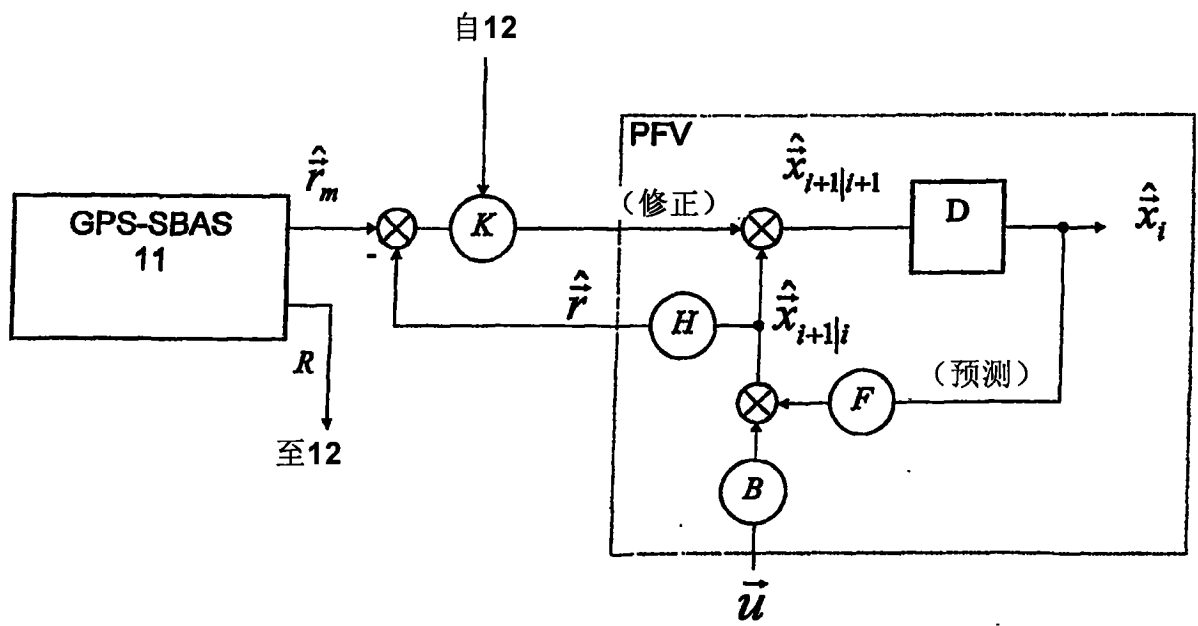


图 2

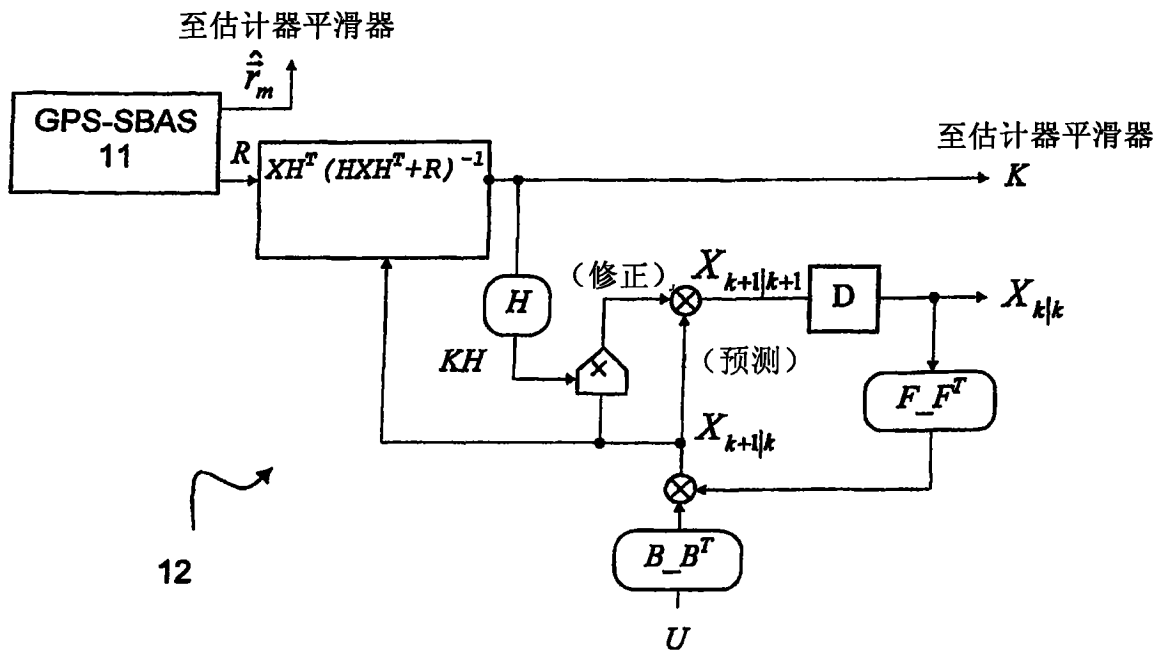


图 3

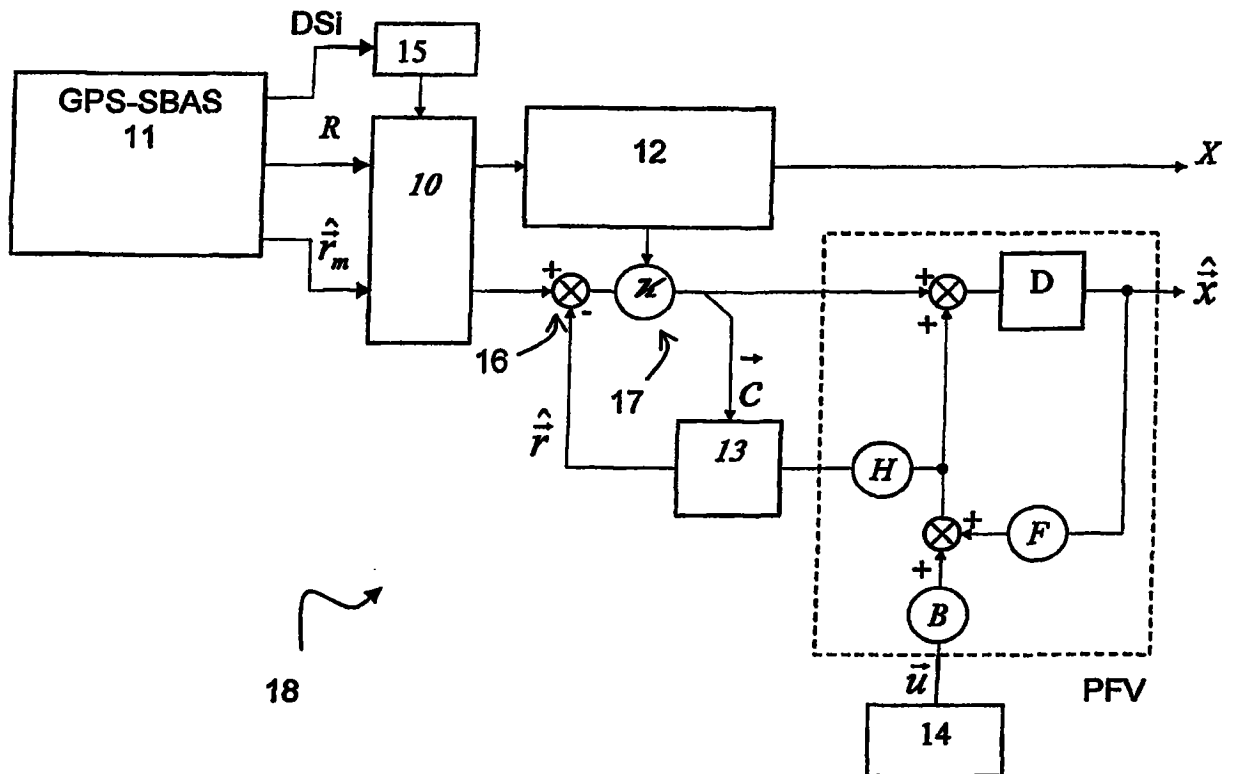


图 4