



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102844678 B

(45) 授权公告日 2014. 12. 24

(21) 申请号 201180019033. 5

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2011. 03. 14

G01S 19/37(2006. 01)

(30) 优先权数据

12/760, 294 2010. 04. 14 US

(56) 对比文件

JP 特开 2002-542470 A, 2002. 12. 10, 全文.

JP 特开 2006-345128 A, 2006. 12. 21, 全文.

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2012. 10. 15

审查员 李苏宁

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2011/028392 2011. 03. 14

(87) PCT国际申请的公布数据

W02011/129938 EN 2011. 10. 20

(73) 专利权人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 R·李 K·卡西米 C·W·凯利

(74) 专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司

公司 11245

代理人 赵蓉民

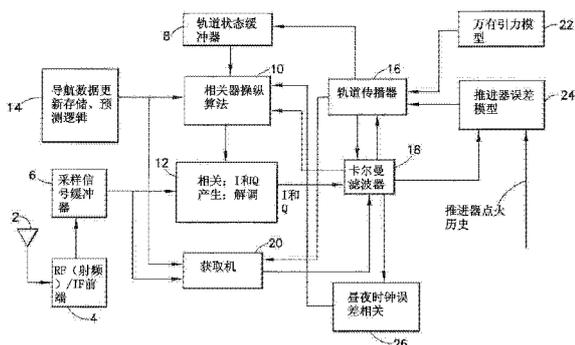
权利要求书2页 说明书11页 附图3页

(54) 发明名称

用于高空航天器应用的软件全球导航卫星系统接收器

(57) 摘要

一种向高空航空器提供基于 GPS 的导航和轨道确定功能的系统。该系统使用现有的航空器处理器以及易于空间适用的最小硬件前端,从而最小化对新空间适用的硬件的需求。该系统还使用相干积分来获取和追踪高空的很弱的 GPS 信号。该系统还使用航空器时钟的昼夜热建模以及精确轨道传播来使能较长的相干积分;使用专用卡尔曼滤波器来允许通过轨道确定的积分操作进行弱信号追踪和 GPS 信号追踪;并使用逐段、后处理、延迟方案以允许低速航空器处理器提供软件 GPS 功能。



1. 一种卫星机载的全球导航卫星系统即 GNSS 接收器,包括:

天线,所述天线用于响应于模拟全球定位系统即 GPS 信号的检测而产生模拟 GPS 信号数据;

前端电路,所述前端电路被连接以从所述天线接收所述模拟 GPS 信号数据,所述前端电路包括模-数转换器,所述模-数转换器将模拟 GPS 信号数据转换为数字 GPS 信号数据;以及

用于在大于一位导航消息的持续时间的的时间间隔缓冲所述前端电路输出的数字 GPS 信号数据的装置;

用于部分基于清除导航数据后剩余的数字 GPS 信号数据针对搜索阵列中的每个数据点计算相应参数集的装置;

用于针对所述搜索阵列中的每个数据点将时域平均的 I 和 Q 信号分量计算为所述相应参数集的函数的装置;

用于基于所述搜索阵列中的每个数据点的所述时域平均的 I 和 Q 信号分量计算相应相关度的装置;以及

用于部分基于所述相关度确定轨道状态修正的装置;

用于使用与所述卫星的周期热分布图对应的周期函数建模时钟误差的装置,并且其中所述相应参数集部分基于所述建模的时钟误差被计算;和

用于估计所述时钟误差模型和推进器误差模型的修正的装置。

2. 根据权利要求 1 所述的接收器,其中所述参数集包括预测的载波中频、预测的码频和预测的码相位中的至少一个。

3. 根据权利要求 1 所述的接收器,其中所述时间间隔为一秒级。

4. 根据权利要求 1 所述的接收器,其中进一步包括:用于在所述时间间隔内传播所述卫星的轨道状态数据,然后缓冲在所述时间间隔内传播的所述轨道状态数据的装置,并且其中所述相应参数集部分基于所述缓冲的轨道状态数据被计算。

5. 一种获取在高空绕轨道运行的卫星机载的弱全球定位系统即 GPS 信号的方法,包括以下步骤:

(a) 响应于模拟 GPS 信号的检测产生模拟 GPS 信号数据;

(b) 将所述模拟 GPS 信号数据转化为数字 GPS 信号数据;

(c) 在大于一位导航消息的持续时间的的时间间隔内缓冲所述数字 GPS 信号数据;

(d) 针对搜索阵列中的每个数据点部分基于导航数据清除后剩余的数字 GPS 信号数据计算相应参数集;

(e) 针对所述搜索阵列中的每个数据点将时域平均的 I 和 Q 信号分量计算为所述相应参数集的函数;

(f) 基于所述搜索阵列中每个数据点的所述时域平均的 I 和 Q 信号分量计算相应相关度;以及

(g) 部分基于所述相关度确定轨道状态修正;

其中所述方法进一步包括以下步骤:

使用与所述卫星的周期热分布图对应的周期函数建模时钟误差的步骤,并且在步骤 (d) 中部分基于所述建模的时钟误差计算所述相应参数集;和

估计所述时钟误差模型和推进器误差模型的修正。

6. 根据权利要求 5 所述的方法,其中所述参数集包括预测的载波中频、预测的码频和预测的码相位中的至少一个。

7. 根据权利要求 5 所述的方法,其中所述时间间隔为一秒级。

8. 根据权利要求 5 所述的方法,还包括以下步骤:在所述时间间隔内传播所述卫星的轨道状态数据,以及之后缓冲在所述时间间隔内传播的所述轨道状态数据,步骤(d)中的所述相应参数集部分基于所述缓冲的轨道状态数据被计算。

## 用于高空航天器应用的软件全球导航卫星系统接收器

### 技术领域

[0001] 本发明一般涉及无线电导航和通信,并且更具体地涉及软件全球导航卫星系统(GNSS)接收器。

### 背景技术

[0002] GNSS是为自治地理空间定位提供全球覆盖的卫星导航系统的标准通用术语。GNSS允许电子接收器使用沿视线从卫星传送的时间信号将其位置(经度、纬度和高度)确定至几米之内。通过不同轨道平面中的中地球轨道(MEO)卫星群实现全球覆盖。

[0003] 美国 NAVSTAR 全球定位系统(GPS)为 GNSS。GPS 接收器当前广泛用于导航和其他相关应用。基本上, GPS 接收器可以通过分析从环绕地球轨道运行的 GPS 卫星接收的无线电信号信息来确定其位置。

[0004] 通常, GPS 信号处理可以分为两种主要任务:信号获取(或检测),然后是信号追踪(及解调)。信号获取是寻找二维未知参数空间内的 GPS 信号的过程。信号追踪是连续更新这两个或其他信号参数的估计的过程。信号获取相对信号追踪通常是更困难的过程。

[0005] GPS 接收器是自主设备,其将来自 GPS 卫星的信号转化为航空器导航的点解(point solution)。当前 GPS 接收器具有用于接收和转换从航空器的天线接收的信号的射频部分。之后,数字化信号被转发给一个或更多由接收器自身的处理器控制的相关器。相关器寻找引入信号和不同卫星的相应代码之间的匹配。当星锁发生时,或者当引入信号匹配内部产生的伪随机噪声(PRN)代码(通常称为“代码复制品(replica)”)时,接收器的处理器被通知。处理器包括可执行代码以产生到卫星的伪距或者直视距离。处理器也包括轨道传播器的可执行代码。轨道传播器自主产生位置、速度和时间的估计。伪距为导航滤波器的测量输入,该导航滤波器计算用于确定航天器的轨道的点解。这种 GPS 系统可用于定位和追踪绕轨道运行的移动主体。

[0006] 在以下文献中公开了卫星轨道预测和确定的方法和实践,即 Montenbruck 和 Gill 的标题为“Satellite Orbits:Models,Methods and Applications”的书籍, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1<sup>st</sup> Ed. (2000)。从轨道力学的基本原理开始,该书涵盖了详细的力学模型以及卫星追踪的精确方法。重点在于数值处理,并且描述了现代卫星轨道计算中采用的多种算法。

[0007] GPS 接收器接收 GPS 卫星群传播的测距信号。这些测距信号(例如, L1 载波频率)经二相移相键控(BPSK)调制。该调制包括被模 2 求和的两个组分:(1)1.023Mhz (在 L1 载波的情况下)的伪随机噪声(PRN)代码,诸如粗捕获(C/A)码;以及(2)50Hz 导航消息。C/A 代码序列每 1 毫秒重复一次。GPS 接收器解调自载波接收的代码,并且检测接收代码和本地产生的代码复制品之间的时间偏移。接收器还重新构造导航消息数据。众所周知,导航消息包括用于计算轨道中每个卫星的位置的星历表数据,以及关于整个卫星群的时间和状态的信息,其被称为年历。

[0008] 为了计算航天器位置、速度和时间,导航系统确定轨迹中的四个或更多 GPS 卫星

的伪距。通过确定传送和接收代码的时间之间的差异获得到每个 GPS 卫星的传播时间。通过将每个传播时间测量值乘以光速(在附录中以“c”表示)计算到每个 GPS 卫星的伪距。

[0009] 从每个 GPS 卫星传送的导航消息提供支持位置确定过程所需的数据。这包括用于确定卫星传输时间、卫星位置、卫星完好状况、卫星时钟修正、传送到 UTC 的时间以及星群状态的信息。

[0010] GPS 接收器的信号处理和分析功能相对复杂,并且直到最近主要由定制的处理硬件执行,诸如专用集成电路(ASIC)。同样,典型的面向硬件的 GPS 接收器可能变得与下一代通信技术不兼容,并且可能需要昂贵的升级或代替或与其他装置集成。另外,恶劣环境中使用的面向硬件的 GPS 接收器,诸如军用中的 GPS 接收器,通常需要广泛的支撑系统以保持可靠的组件运行。

[0011] 为克服这些缺点的最近的努力已导致软件 GPS 接收器的发展,其中嵌入的 GPS 应用程序(在通用处理器上运行)可提供之前由硬件执行的信号处理和分析功能。在 GPS 卫星信号标准改变的情况下,例如软件 GPS 接收器可以被重新配置新式软件以冗余新的卫星信号对接收器硬件有很小的影响或没有影响。

[0012] 传统的(GPS)接收器通常不易于能够在低地球轨道(LEO)以上的高度有效地运行,即静止/同步地球轨道(GEO)或其他高空航天任务。这部分是由于这样的事实,即在较高高度可用的 GPS 信号相对地球上或 LEO 上的信号更弱且更为稀少地存在,并且信号的最强部分几乎被地球本身阻断。正是传统 GPS 获取和追踪技术的不足主要阻止了弱信号在 GPS 接收器中的使用。

[0013] 基本不适当的(由于弱信号)传统方法是在获取期间使用二维参数(频率和时间)空间的串行搜索。通常,在信号追踪中使用的相同硬件被重新配置以实现搜索。在缺乏有关明显的 GPS 信号的任何现有(或先验)信息的冷启动期间,利用串行搜索的获取对于很强的信号会花费高达 20 分钟的时间。要获取弱信号,必须检查更多数据。使用串行搜索方法,获取时间以二次方增长。

[0014] 专利号为 7,548,199 的美国专利公开了一种用于使用辐射加固现场可编程门阵列的高空航天器应用的快速获取和弱信号 GPS 接收器。存在一种对高空航空器应用的软件 GPS 接收器的需求。

## 发明内容

[0015] 本发明包括一种为高空航空器提供基于 GPS 的导航/轨道确定能力的系统。本文公开的系统使用现有航空器处理器,以及易于空间适用的最小硬件前端,从而最小化对新空间适用硬件的需要。本系统也使用相干积分(也称为“时域平均”),从而在 GEO 或 HEO 典型的高空获取和追踪非常弱的 GPS 信号。本文公开的系统使用:航空器时钟昼夜热建模以及精确的轨道传播,从而能够进行更长的相干积分;专用卡尔曼滤波器,从而允许通过轨道确定的积分运算弱信号追踪以及 GPS 信号追踪;以及分段式、后处理、延迟方法,从而允许低速航空器处理器提供软件 GPS 能力。本文公开的系统也提供升级和利用 GPS 导航数据(“navdata”)的有效方式,其用于“清除”GPS 信号上的导航数据,从而允许长相干积分。

[0016] 下文公开和要求本发明的其他方面。

## 附图说明

[0017] 图 1 是显示根据本发明的一个实施例的系统组件的高层图。图 1 中仅有项目 2 和 4 代表硬件组件,其他方框代表在用户卫星机载的计算机处理器上运行的各种软件模块。

[0018] 图 2 是显示根据本文所公开的实施例用于使用 GPS 信号确定航空器轨道方法的步骤的流程图。首字母缩写词“HW”和“SW”分别代表硬件和软件。

[0019] 图 3 是显示在点阵上进行二维搜索的例示性相关度的三维视图,其中所述点主要关于频率、时间或两者的一些组合。尖端指示用户卫星的接收器已找到来自 GNSS 卫星的该时间和频率的信号。

## 具体实施方式

[0020] 图 1 示出根据本发明一个实施例的高空 GPS 轨道确定系统。绕轨道运行的航空器机载的天线 2 接收模拟 GPS 信号。这些 GPS 信号被图 1 中的方框 4 所代表的前端硬件接收。前端硬件优选包括单片机,其为能够在公开市场购买的易于空间适用的(space-qualifiable)解决方案。方框 4 获取 L 波段 GPS 信号,并且将其下变频为中频(IF)波段(通常为几兆赫)。然后,方框 4 利用约 4MHz (用于 CA 码)的模-数(A/D)转换对模拟信号进行采样。方框 4 的输出为数字数据,其能够由绕轨道运行的航空器机载的计算机处理器处理。方框 4 的设计和制作在 GPS 领域是众所周知的。

[0021] 来自方框 4 的采样信号(即数字)数据被输出到采样信号缓冲器 6,其保存该数字数据。缓冲器 6 可以通过计算机处理器上运行的软件实现。缓冲器的长度取决于有多少处理器吞吐量被分配用于 GPS 功能以及处理延迟有多大。在一个实施例中,缓冲器 6 积累 1 秒的数据(通常为实时)。

[0022] 存在两种特别令人感兴趣的情形:(1)实时处理;以及(2)延迟处理。在实时处理的情况下,采样数据被立即处理以提供导航解算。在该情况下,计算机处理器必须足够快以实时处理数据。在延迟处理的情况下,对应于一个时间段如 100 毫秒时段的采样数据被存储用于延迟处理。在后一种情况下,允许处理器缓慢进行并在长时间延迟(诸如 15 分钟)后报告结果。结果,由于该处理能够遍布在长时间周期内,结果,几乎不对用于航空器轨道确定目的的 GPS 功能提供吞吐量要求是可能的。

[0023] 根据本文公开的实施例,获取机 20 (即,机载计算机上运行的获取算法模块)用于在延迟处理模式中获取 GEO 或 HEO 典型的高空处的很弱的 GPS 信号。在已经使用获取机 20 获取 GPS 信号后,可以使用众所周知的算法以实时模式追踪 GPS 信号,如下文更详细的说明。

[0024] 系统还包括轨道传播器 16 (在本领域中是公知的,并且在之前通过引用合并于此的 Montenbruck 和 Gill 的书中公开)。轨道传播器 16 将航空器的加速度积分获得速度,继而获得位置。大多数现有的轨道确定算法都简单地根据 GPS 数据来确定轨道。本文公开的方案使用精确轨道传播,其使用万有引力模型(已知技术)以及推进器误差模型(如果推进器被点火)。信号的相干积分要求导航系统精确预测路程和速度,并继而预测码相位、码频率和载波中频。精确轨道确定使这种能力成为可能。

[0025] 输入到轨道传播器 16 的加速度如下:(1)地球、太阳和月亮在航空器上施加的万有引力;以及(2)通过航空器的推进器点火产生的加速度。航空器上的万有引力使用高精

度万有引力模型(图 1 中的方框 22)计算,该模型是机载计算机处理器上运行的软件。推进器点火产生的加速度使用推进器误差模型(图 1 中的方框 24)来估计,该模型也是机载计算机处理器上运行的软件。轨道状态由轨道传播器 16 计算,并且实时保持。

[0026] 推进器误差模型 24 试图建模的是预期推进器力和实际推进器力之间的关系。模型的具体形式取决于实际推进器,但是附录的第四部分中公开的通用数学形式事实上包含了所有可能性。

[0027] 系统还包含轨道状态缓冲器 8,该缓冲器自轨道传播器 16 接收计算的轨道状态数据,并且缓冲该数据,缓冲的时间段与采样信号缓冲器 6 缓冲 GPS 数据的时间段相同。轨道状态可以使用时间戳在轨道状态缓冲器 8 中缓冲,以允许以延迟的方式与缓冲器 6 中的 GPS 信号一起进行时间匹配处理。

[0028] 在追踪 GPS 信号期间,缓冲器 8 输出的轨道状态由相关器操纵算法(图 1 中的方框 10)处理,该算法是机载计算机处理器上运行的软件。相关器操纵算法 10 控制复制品信号产生。相关器操纵算法 10 使用以下信息控制复制品信号产生:(1)来自缓冲器 8 的被缓冲的用户卫星的轨道位置和速度;(2)来自包括时钟误差模型(该时钟误差模型在附录的第三部分中更详细描述)的昼夜(diurnal)时钟误差修正软件模块(图 1 的方框 26)的利用当前已知的修正所修正的当前已知的时间;(3)由图 1 中的软件模块 14 基于例如从地面接收的导航消息中的信息预测的每个 GNSS 卫星的位置、速度和时钟误差;以及(4)来自卡尔曼滤波器 18 的“整周模糊度”值。在正常操作期间(即实时追踪),方框 10 中的相关器操纵算法使用以下内容产生预测的载波中频  $\omega_j$ 、预测的码频率  $\omega_j$  以及预测的码相位  $\Phi_k$ :来自轨道传播器 16 的用户卫星的当前估计位置和速度,来自导航消息的每个 GNSS 卫星的位置、速度和时钟误差以及来自卡尔曼滤波器 18 的时钟偏差、时钟速率和“整周模糊度”。

[0029] 系统还包括相关处理软件模块 12,其执行相关、I 和 Q 产生和解调。更具体地,相关处理模块 12 以众所周知的方式执行基带数字信号处理以及信号获取和实时追踪。相关处理模块 12 基于来自相关器操纵算法 10 的信息产生复制品(replica)信号,并且然后使来自缓冲器 6 的采样数字 GPS 信号和该复制品信号相关。相关分析用于确定 GPS 和复制的 PRN 代码之间存在怎样的码相位差异。通过乘法器使用复制品信号的相应余弦和正弦形式将引入的 GPS 信号下解调至大约基带,从而产生 I 和 Q 信号分量。产生的 I 和 Q 信号分量被发送至卡尔曼滤波器 18,该滤波器 18 计算搜索阵列中每个点的相关度:

$$[0030] \quad (I_{j,k}^2 + Q_{j,k}^2)^{1/2}$$

[0031] 如前所述,获取执行类似的计算,但是采用的是延迟处理模式而非实时处理模式。获取机包括相关器操纵算法(类似于图 1 中的方框 10)、用于产生 I 和 Q 信号分量的软件相关器算法(类似于图 1 中的方框 12)、用于为搜索阵列中的每个点计算相关度的算法(类似于卡尔曼滤波器 18 中的算法)以及用于计算其 GPS 信号已被获取的每个 GNSS 卫星的具有较低准确度的伪距和伪距率的算法。然后,获取机 20 将这些伪距和伪距率发送至卡尔曼滤波器 18。然后,卡尔曼滤波器使用这些信息更新位置和速度估计,这导致对轨道状态的修正以及对时钟偏差和速率的修正。上述修正由卡尔曼滤波器发送至轨道传播器 16。

[0032] 附录的部分 1 中给出代表相关器操纵算法执行的计算的公式。附录的部分 2 中给出代表相关处理期间所执行的计算的公式。图 3 中的图显示一个示例,其中获取机已针对搜索阵列的点计算了相关程度。尖端指示用户卫星的接收器已经在对应的时间和频率发现

了来自 GNSS 卫星的信号。

[0033] 获取机 20 使用来自相关器操纵算法的预测的码频率、预测的码相位(伪距)和预测的载波中频产生复制品信号。另外,复制品信号以导航数据信息调制以允许获取机 20 进行扩展的相干积分,导航数据信息基于来自方框 14 的当前已知的导航数据。

[0034] 本领域众所周知,CA 代码在载波的顶部调制,导航数据在 CA 代码的顶部调制。导航数据位每 20 毫秒改变其数值一次(50 位 / 秒);因此,如果对相关结果积分超过 20 毫秒,就意味着积分穿过至少两个导航数据位的边界。因此,积分结果将由于积分期间导航数据位的变化而不正确。

[0035] 然而,通过增加合理的时间知识(从而当导航数据位变化时时间已知),可以使用来自其他源(例如,从地面上载或早期接收)的导航数据去除来自引入信号的导航数据。通过这样做,积分不再受导航数据位的变化影响。该技术在本领域是公知的。已知导航数据(navdata)在复制品信号产生中的使用被称为“数据清除(wipe-out)”,因为产生的导航数据位与引入的导航数据位的乘积具有清除导航数据的效果。结果,在导航数据位保持恒定期间,系统不受 20 毫秒的最大积分周期的限制。更长时间的积分意味着系统将能够检测到更弱的 GPS 信号。

[0036] 方框 14 保持可能来自以下源的导航数据位:(1)当存在强 GPS 信号(例如,来自天线方向图的主瓣(main lobe)的信号)时保存的;(2)地面上的设备上载的;(3)辅助或增强服务诸如 TDRS 所提供的;或(4)使用当前数据预测的(已知技术)。

[0037] 获取机 20 还积累(或相干积分)相关结果以提供增强的信噪比。这允许来自 GPS 空间机载工具天线 2 的很弱的高空信号可以被检测到。

[0038] 如上所述,系统包括卡尔曼滤波器 18,该滤波器也是机载计算机处理器上运行的软件。在实时追踪期间,卡尔曼滤波器 18 从相关处理模块 12 接收 I 和 Q 信号分量,并且还从轨道传播器 16 接收输入。在延迟处理期间,卡尔曼滤波器从获取机 20 接收伪距和伪距率。卡尔曼滤波器 18 的通用方程在本领域中是公知的。本发明所公开的实施例的特定卡尔曼滤波器设计可以通过识别卡尔曼滤波器的状态和关联的状态转移矩阵(“A 矩阵”或“PHI 矩阵”)和测量矩阵(“H 矩阵”)来描述。

[0039] 卡尔曼滤波器 18 具有以下状态:(1)轨道位置误差(3x1 向量);(2)轨道速度误差(3x1 向量);(3)推进器模型参数误差(取决于推进器类型,可以是一个比例因子参数每推进器);(4)万有引力模型参数误差(通常为万有引力偏差);(5)航空器时钟偏差和时钟速率以及时钟误差模型参数误差(通常为两种状态);以及(6)GPS 载波相位整周模糊度的浮点形式(每种追踪空间机载工具一种状态)。

[0040] 在附录的部分 5 中描述了特定卡尔曼滤波器设计的关键矩阵的方程。附录中记载的线性化状态转移方程在标准卡尔曼滤波器方程中用于协方差传播。卡尔曼滤波器接收 I 和 Q 信号分量并更新参数状态。然后,卡尔曼滤波器 18 将估计的修正反馈给轨道传播器 16、推进器误差模型 24 以及时钟误差模型 26,允许整个系统以协作方式工作以达到最佳性能。

[0041] 相关处理模块 12 和获取机 20 使用附录的部分 2 中记载的方程计算 I 和 Q 信号分量。相关处理模块 12 以实时模式(每次一个数值)执行这些运算、将 I 和 Q 信号分量输出到卡尔曼滤波器 18,卡尔曼滤波器 18 将 I 和 Q 信号分量转换为伪距。伪距计算使用四个卫星

的信号以众所周知的方式计算用户卫星的位置和时钟误差。具体地,从 GNSS 卫星传输信号的时间中减去接收来自 GNSS 卫星的该信号的时间(图 3 中的尖端),产生的差乘以光速从而以众所周知的方式获得距离。

[0042] 在延迟处理模式中,获取算法 20 处理前一时间间隔(例如,1 秒)内获得的一系列信号样本,并且产生伪距和伪距率,这些伪距和伪距率被传送至卡尔曼滤波器(在延迟处理模式中运行时,相关处理模块 12 不以实时模式运行。)

[0043] 在实时或者延迟处理模式中,I 和 Q 值是针对从采样信号缓冲器 6 接收的数据点的搜索阵列计算的,其中数据点一般涉及频率、时间或者两者的某种组合。通常,相关处理模块 12 使用三个时间输入和一个频率输入执行二维搜索。相反,在延迟处理模式中,获取机 20 搜索具有更多数目的时间和频率输入的数据点阵列。例如,搜索时间阵列  $t_k$  可具有 2000 个输入(即, $k=-1,000$  至  $+1,000$  半子码(half-chips),其中 1 半子码= $1/2 \mu \text{ sec}=500\text{nsec}$ ),而搜索频率阵列  $f_j$  具有以 400Hz 分离的 100 个输入。搜索结果为二维阵列中每个点的 I 和 Q 信号分量。

[0044] PRN 是时间的函数。本文公开的接收器产生 PRN 的复制品,并且然后用引入信号乘以该复制品。如图 3 所示,当复制品和引入信号匹配(align)时,相关度将在特定时间和频率获得大的尖端。如果相关度的该尖端的峰值不处于中间,则存在误差,并且该偏离被发送至卡尔曼滤波器 18。获取机 20 相干地积分来自缓冲器 6 的 GPS 信号数据。获取机 20 还通过在相对接收的 GPS 信号不确定的范围内的搜索确定从用户航空器到 GPS 卫星的伪距和伪距率。获取机通过搜索时间延迟(其转化为伪距)和多普勒频率(其转化为伪距率)的二维空间而确定伪距和伪距率。轨道传播器 16 向获取机 20 提供轨道信息,获取机 20 使用该轨道信息在获取搜索期间提供搜索范围的“中心点”。获取处理在以下两种情况下使用:(1)在系统能够追踪 GPS 信号之前;以及(2)当已作出分出很小部分的处理器吞吐量的决定时,相干地积分的 GPS 信号以长延迟的方式(例如 1 小时)被处理,并且获取结果发送至卡尔曼滤波器,其使用这些结果更新轨道传播器的状态。

[0045] 由于用户卫星的位置是可预测的,所以机载系统仅需要每几小时,如每两小时,修正误差一次,即以延迟处理模式运行。根据一个实施例,在 1 秒间隔内获得的 GPS 信号被缓冲;然后,信号数据获取被停止。该获取算法可以在慢计算机上实现,因为仅需要每两小时调整(fix)一次。采样信号缓冲器 6(参见图 1)的目的在于积累预定(例如,1 秒)时间间隔的数据样本。大数据点样本使得获取算法能够执行相干积分以获取和追踪 GEO 或 HE0 的很弱的 GPS 信号。

[0046] 如果航空器的太阳暴露以规律形式呈现周期性,则时钟误差通常也呈现出周期性。本文公开的系统利用该事实实现更好的性能。具体地,系统使用附录的部分 3 中公开的时钟误差模型。由于时钟误差项包含在搜索时间  $t_k$  内,因此在相关器操纵算法(参见附录的部分 1)的方程中不存在时钟误差项,但是对于追踪,模型化的时钟误差将代替  $t_k$  被使用。

[0047] 图 2 是显示根据本文公开的实施例使用 GPS 信号确定航空器轨道的方法的步骤的流程图。首字母缩写词“HW”和“SW”分别代表硬件和软件。

[0048] 参考图 2,在步骤 30 中,前端硬件(如上所述)接收模拟 GPS 信号。前端硬件获得 L 波段 GPS 信号,并且在步骤 32 中将载波频率下变频为 IF 波段。然后,在步骤 34 中它将模

拟信号转换为数字样本序列。然后产生的数字数据被存储在缓冲器中(步骤 36)。如图 2 中所示,在步骤 36 (即相关)或在步骤 62 (即获取)中缓冲的 IF 数据被使用,下文中将更详细地描述这些步骤。

[0049] 在步骤 44 中,轨道传播器接收代表推进器点火产生的加速度的数据。在步骤 46 中,使用推进器误差模型应用修正,该修正补偿预期推进器力和实际推进器力之间的差。在步骤 48 中,轨道传播器基于从卡尔曼滤波器接收的万有引力模型参数误差修正万有引力模型误差。

[0050] 在步骤 50 中,轨道传播器传播轨道和时间。如本文所使用的,术语“传播轨道和时间”意指将万有引力和推进器点火加速度数值积分为速度和位置,并且随着时间向前推移而更新时间。此过程在本领域是公知的。在延迟处理模式中,轨道传播器将用户卫星的当前估计速度和位置发送给获取机。

[0051] 在步骤 52 中,相关器操纵算法产生相关器操纵数据。如本文所使用的,术语“产生相关器操纵数据”意指预测载波中频、码频和码相位,并且使用该结果确定如何改变估计的载波中频、码频和码相位,从而复制品信号与引入的 GPS 信号匹配。具体地,如第一步骤一样,相关器操纵算法使用从轨道传播器当前估计的位置和速度以及来自卡尔曼滤波器的时钟差、时钟速率和“整周模糊度”简单地预测载波中频、码频和码相位。

[0052] 在步骤 54 中,通过使用预测的载波中频、码频和码相位、预测的时钟偏差、时钟速率误差和预测的整周模糊度产生复制品信号。另外,该复制品信号以导航数据信息进行调制以允许扩展的相干积分,导航数据信息基于当前已知的导航数据。导航数据包含可预测的数据和不可预测的数据。例如,星历表数据位将不可预测,但是通过简单使用系统具有的当前时间知识可预测一些时间数据。当不可预测数据不变并且可预测数据变化时预测被使用。

[0053] 在步骤 38,缓冲的信号数据经历相关处理。产生的 I 和 Q 信号分量被发送至卡尔曼滤波器(步骤 40)。在步骤 56,卡尔曼滤波器(KF)传播协方差以提供轨道预测准确度的估计。一旦接收到 I 和 Q 信号分量(步骤 42),卡尔曼滤波器在步骤 58 执行更新并将轨道数据修正发送给轨道传播器(步骤 60)。在步骤 68,轨道传播器应用这些修正。更具体地,轨道传播器通过简单地将来自卡尔曼滤波器的修正向量加至位置和速度向量状态的方式将修正应用到卡尔曼滤波器估计的位置和速度向量状态。

[0054] 仍参考图 2,在延迟处理模式中,获取机(图 1 中的方框 20)接收来自缓冲器 6 的一系列 GPS 信号数据。获取算法相干积分来自缓冲器 6 的数据,并且还通过在相对接收的 GPS 信号不确定的范围内的搜索来确定伪距和伪距率(步骤 62)。轨道传播器向获取机的相关器操纵算法提供轨道信息(步骤 50),后者使用该轨道信息在获取搜索期间提供搜索范围的“中心点”。在步骤 64,获取机计算修正,然后从修正有效的时间至在步骤 68 中轨道传播器应用该修正的时间,传播该修正 - 在大多数情况下,保持速度修正不变,并通过在修正有效的时间和应用修正的时间之间的时间差内增加位置修正和速度修正次数来改变位置修正。然后获取机将这些修正发送给卡尔曼滤波器。在步骤 68,轨道传播器应用从卡尔曼滤波器接收的修正。

[0055] 上述系统为 GEO 和 HEO 航空器提供自主轨道确定功能。该系统使用软件去除对空间适用的 GPS 接收器硬件的需求。使用易于在软件接收器中实施的相干积分,系统检测、获

取和追踪高空中的很弱的 GPS 信号。对于高空航空器,系统不需要关注电离层延迟和对流层延迟,并且可以轻松地消除地球附近穿过电离层和对流层的信号。

[0056] 虽然已参考各种实施例描述了本发明,但是本领域技术人员应理解,不偏离本发明的范围,可进行各种改变,并且可以使用等效物代替其元件。另外,可以根据本发明的教导进行很多更改来适应特定情形而不偏离本发明的范围。因此,本发明不限于所公开的特定实施例,如从实施本发明角度考虑的最佳模式。

[0057] 附录

[0058] 1. 相关器操纵算法

[0059] 在整个架构中,可以使用操纵算法的至少两种变体。第一变体实现码相位和码频追踪循环,其中使用以下方程计算载频、码频和码相位命令:

$$[0060] \quad \omega_j = \frac{\vec{V}_{sat} \cdot \vec{V}_{GNSS} f_{carrier}}{c} + f_{IF} + f_j$$

[0061]

$$\omega_j = \frac{\vec{V}_{sat} \cdot \vec{V}_{GNSS} f_{code}}{c} + f_{code}$$

$$[0062] \quad \phi_k = \left( \frac{|\vec{P}_{sat} - \vec{P}_{GNSS}|}{c} + \delta t_{GNSS} \right) f_{code} + f_{code} t_k$$

[0063] 第二变体实现码相位和载波相位追踪循环,其中使用以下方程计算码相位和载波相位命令:

$$[0064] \quad \phi_k = \left( \frac{|\vec{P}_{sat} - \vec{P}_{GNSS}|}{c} + \delta t_{GNSS} \right) f_{code} + f_{code} t_k$$

$$[0065] \quad \phi_k = \left( \frac{|\vec{P}_{sat} - \vec{P}_{GNSS}| + N\lambda}{c} + \delta t_{GNSS} \right) f_{code} + f_{code} t_k$$

[0066] 其中: $f_{code}$  为 PRN 码频; $f_{carrier}$  为载频; $\lambda$  为载波长; $f_{IF}$  为中频; $f_j$  为搜索频率阵列; $t_k$  为搜索时间阵列; $\vec{V}_{sat}$  为卫星(用户)速度向量; $\vec{V}_{GNSS}$  为 GNSS 卫星速度向量; $\vec{P}_{sat}$  为卫星(用户)位置向量; $\vec{P}_{GNSS}$  为 GNSS 卫星位置向量;以及  $\delta t_{GNSS}$  为 GNSS 卫星时钟误差。 $\vec{V}_{GNSS}$ 、 $\vec{P}_{GNSS}$  和  $\delta t_{GNSS}$  自导航消息取得。 $f_j$  和  $t_k$  根据采样缓冲器的尺寸以及时间估计的准确度设置。

[0067] 2. 相关处理

[0068] 用于相关处理的方程如下:

[0069]

$$I_{j,k} = \sum_{n=0}^{nsamp} V_n \sin(\omega_j t_n) \text{prn}(\omega_j t_n + \phi_k) D(t_n)$$

[0070]

$$Q_{j,k} = \sum_{n=0}^{nsamp} V_n \cos(\omega_j t_n) \text{prn}(\omega_j t_n + \phi_k) D(t_n)$$

[0071] 其中, $V_n$  是采样  $n$  的数字化电压; $t_n$  为采样时间; $Dt$  为相干积分时间; $nsamp$  为对其

积分的采样数目(即,  $Dt$  倍的采样速率);  $D(t_n)$  为采样时间的数据位相位;  $I_{j,k}$  为同相相关值; 并且  $Q_{j,k}$  为求积分相关值。

### [0072] 3. 时钟误差模型

[0073] 假定规律形式的航空器太阳暴露是周期性的, 则时钟误差通常也呈现出周期性行为。本文中, 使用相应于航空器的周期热分布图的周期函数建模时钟误差被称为“热建模”。这允许人们利用该事实实现更好的性能。

[0074] 具体地, 在公开实施例中使用以下热模型:

$$[0075] \quad \dot{t} = \xi^T(\Omega t)\eta + W_t$$

$$[0076] \quad \dot{\eta} = W_\eta$$

[0077]  $n_e$ : 用于建模时钟速率的参数数量

[0078]  $\eta$ :  $n_e \times 1$  向量, 时钟速率模型中的参数

[0079]  $W_\eta$ : 白噪声, 建模参数的变体

[0080]  $\xi^T(\Omega t)$ : 周期基函数集

[0081] 例如, 周期基函数可以是  $\sin$  和  $\cos$  函数的傅立叶基函数, 频率为  $\Omega$  的整数倍。当在集合中仅使用简单函数“1”时,  $\eta$  退化为传统时钟速率。

### [0082] 4. 推进器误差模型

[0083] 推进器模型试图建模预期推进器力和实际推进器力之间的关系。模型中的具体形式取决于实际推进器, 但是可以使用以下的通用数学形式来包含大多数可能性:

$$[0084] \quad \text{Acceleration}_{\text{产生的}} = f(\text{Acceleration}_{\text{预期的}}, \beta)$$

[0085] 其中:  $\beta$  为参数的向量。

### [0086] 5. 卡尔曼滤波器模型

[0087] 令推进器力模型由  $a_{\text{产生的}} = f(a_{\text{预期的}}, \beta)$  给出,  $\beta$  为参数向量, 对于推进器模型该向量可能是不确定的。

[0088] 令万有引力模型由  $g = g(\gamma, R)$  由给出, 其中,  $R$  为位置向量, 并且  $\gamma$  为可能带来误差的万有引力模型中使用的参数向量。

[0089] 卡尔曼滤波器的状态转换方程可以写成:

$$[0090] \quad \begin{bmatrix} \dot{R} \\ \dot{V} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{t} \\ \dot{\eta} \\ \dot{N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \\ g(\gamma, R) + f(t, \beta, \text{on}) \\ W_\beta \\ W_\gamma \\ \eta + W_t \\ W_\eta \\ W_N \end{bmatrix}$$

[0091] 状态转换方程可以线性化为:

$$[0092] \quad \begin{bmatrix} \delta \dot{R} \\ \delta \dot{V} \\ \delta \dot{\beta} \\ \delta \dot{\gamma} \\ \delta \dot{\tau} \\ \delta \dot{\eta} \\ \delta \dot{N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times nb} & \mathbf{0}_{3 \times ng} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times nsv} \\ \frac{\partial g}{\partial R} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{\partial f}{\partial \beta} & \frac{\partial g}{\partial \gamma} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times nsv} \\ \mathbf{0}_{nb \times 3} & \mathbf{0}_{nb \times 3} & \mathbf{0}_{nb \times nb} & \mathbf{0}_{nb \times ng} & \mathbf{0}_{nb \times 1} & \mathbf{0}_{nb \times 1} & \mathbf{0}_{nb \times nsv} \\ \mathbf{0}_{ng \times 3} & \mathbf{0}_{ng \times 3} & \mathbf{0}_{ng \times nb} & \mathbf{0}_{ng \times ng} & \mathbf{0}_{ng \times 1} & \mathbf{0}_{ng \times 1} & \mathbf{0}_{ng \times nsv} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times nb} & \mathbf{0}_{1 \times ng} & \mathbf{0}_{1 \times 1} & \xi^T(\Omega t) & \mathbf{0}_{1 \times nsv} \\ \mathbf{0}_{ne \times 3} & \mathbf{0}_{ne \times 3} & \mathbf{0}_{ne \times nb} & \mathbf{0}_{ne \times ng} & \mathbf{0}_{ne \times 1} & \mathbf{0}_{ne \times ne} & \mathbf{0}_{ne \times nsv} \\ \mathbf{0}_{nsv \times 3} & \mathbf{0}_{nsv \times 3} & \mathbf{0}_{nsv \times nb} & \mathbf{0}_{nsv \times ng} & \mathbf{0}_{nsv \times 1} & \mathbf{0}_{nsv \times ne} & \mathbf{0}_{nsv \times nsv} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta R \\ \delta V \\ \delta \beta \\ \delta \gamma \\ \delta \tau \\ \delta \eta \\ \delta N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} W_R \\ W_V \\ W_\beta \\ W_\gamma \\ W_\tau \\ W_\eta \\ W_N \end{bmatrix}$$

[0093] 其在进行协方差传播的标准卡尔曼滤波器中使用。

[0094] 方程参数如下：

[0095] nsv = 追踪的 GPS 卫星的数量 ;ng= 万有引力模型参数的数量；

[0096] nb = 推进器模型参数的数量 ;R = 3x1 位置向量；

[0097]  $W_R$ , 白噪声,也是 3x1, 建模 R 上积分的数字误差；

[0098] V:3x1 速度向量,  $W_V$ , 白噪声,也是 3x1, 建模所有未建模的加速度误差；

[0099]  $\beta$  :nbx1 推进器模型参数向量 ; $W_\beta$ , 白噪声,也为 nbx1, 建模  $\beta$  的变量；

[0100]  $\gamma$  :ngx1 万有引力模型参数向量 ; $W_\gamma$ , 白噪声,也是 ngx1, 建模  $\gamma$  的变量；

[0101]  $\tau$  : 标量,接收器时钟偏差 ; $W_\tau$ , 白噪声,也是标量,建模时钟相位噪声；

[0102]  $\eta$  :nex1 向量,时钟速率误差参数 ; $W_\eta$ , 白噪声向量,建模参数变量；

[0103] N: 以米为度量的 nsvx1 载波相位整数循环模糊度；

[0104]  $W_N$ , 白噪声,也是 nsvx1, 建模数字误差

[0105] 可以使用两种类型的测量。I 和 Q 信号分量可以通过鉴别器传递,从而从 I 和 Q 分量获得伪距和载波相位测量。可替换地,人们能够直接使用 I 和 Q 分量作为测量值。

[0106] 当使用伪距和载波相位时, GPS 卫星 k 的测量值方程简化为：

$$[0107] \quad PR_k = \|R - R_k\| + c\tau + V_k^{PR}$$

$$[0108] \quad CP_k = \|R - R_k\| + c\tau + N + V_k^{CP}$$

[0109] 其中 : $V_k^{PR}$ 为码相位噪声,而 $V_k^{CP}$ 为载波相位噪声。

[0110] 当直接使用 I 和 Q 分量作为测量值时,伪距、伪距率和载波相位之间的关系是已知的并且可以在书籍如 Paul Groves 的“Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation System”中找到。

$$[0111] \quad IQ_k = IQ_k(pr_k, prrate_k, cp_k) + V_k^{IQ}$$

[0112] 其中

$$[0113] \quad pr_k(R, \tau) = \|R - R_k\| + c\tau \text{ 为伪距}$$

$$[0114] \quad prrate_k(\dot{R}, \eta) = \|\dot{R} - \dot{R}_k\| + c\eta \text{ 为伪距率}$$

$$[0115] \quad cp_k(R, \tau, N) = \|R - R_k\| + c\tau + N \text{ 为载波器相位}$$

[0116] 注意,在上述方程中, N 以米而非周期测量。然后可以应用标准卡尔曼滤波器。

[0117] 可保护以下实施例：

[0118] A17. 一种卫星机载的全球导航卫星系统即 GNSS 接收器,其包括 :天线,所述天线用于响应于模拟 GPS 信号的检测而产生模拟 GPS 信号数据 ;前端电路,其被连接以从所述

天线接收所述模拟 GPS 信号数据,所述前端电路包括模-数转换器,所述模-数转换器将模拟 GPS 信号数据转换为数字 GPS 数据信号;计算机处理器,所述计算机处理器被编程为执行以下步骤:(a) 缓冲所述前端电路在超过一位导航消息的持续时间的的时间间隔中输出的数字 GPS 信号数据;(b) 在所述时间间隔内传播所述卫星的轨道状态数据;(c) 缓冲所述时间间隔内传播的所述轨道状态数据;(d) 计算搜索阵列中每个数据点的相应参数集,所述参数的值部分基于包括在所述缓冲的轨道状态数据中的位置和速度数据,并且部分基于从导航消息得到的 GNSS 卫星位置和速度数据,导航消息从所述检测的模拟 GPS 信号以外的源接收;(e) 计算时域平均的 I 和 Q 信号分量为所述搜索阵列中每个数据点的所述相应参数集的函数;(f) 基于所述搜索阵列中每个数据点的所述时域平均化的 I 和 Q 信号分量计算相应的相关度;以及(g) 部分基于所述相关度确定轨道状态修正。

[0119] A18. 根据权利要求 A17 所述的接收器,其中所述参数集包括预测的载波中频、预测的码频和预测的码相位至少其中之一。

[0120] A19. 根据权利要求 A17 所述的接收器,其中所述计算机处理器被进一步编程为执行使用与所述卫星的周期热分布图对应的周期函数建模时钟误差的步骤,并且在步骤(d) 中部分基于所述建模的时钟误差计算所述相应的参数集。

[0121] A20. 根据权利要求 A17 所述的接收器,其中所述计算机处理器被进一步被编程为执行为所述时钟误差模型和推进器误差模型估计修正的步骤。

[0122] 上述主题仅以示例的方式被提供,并且不应将其视为限制性的。可以对本文中所述的主题进行各种更改和变化,而不遵循图示和描述的示例性实施例和应用,并且不偏离以下权利要求中记载的本发明的真正精神和范围。

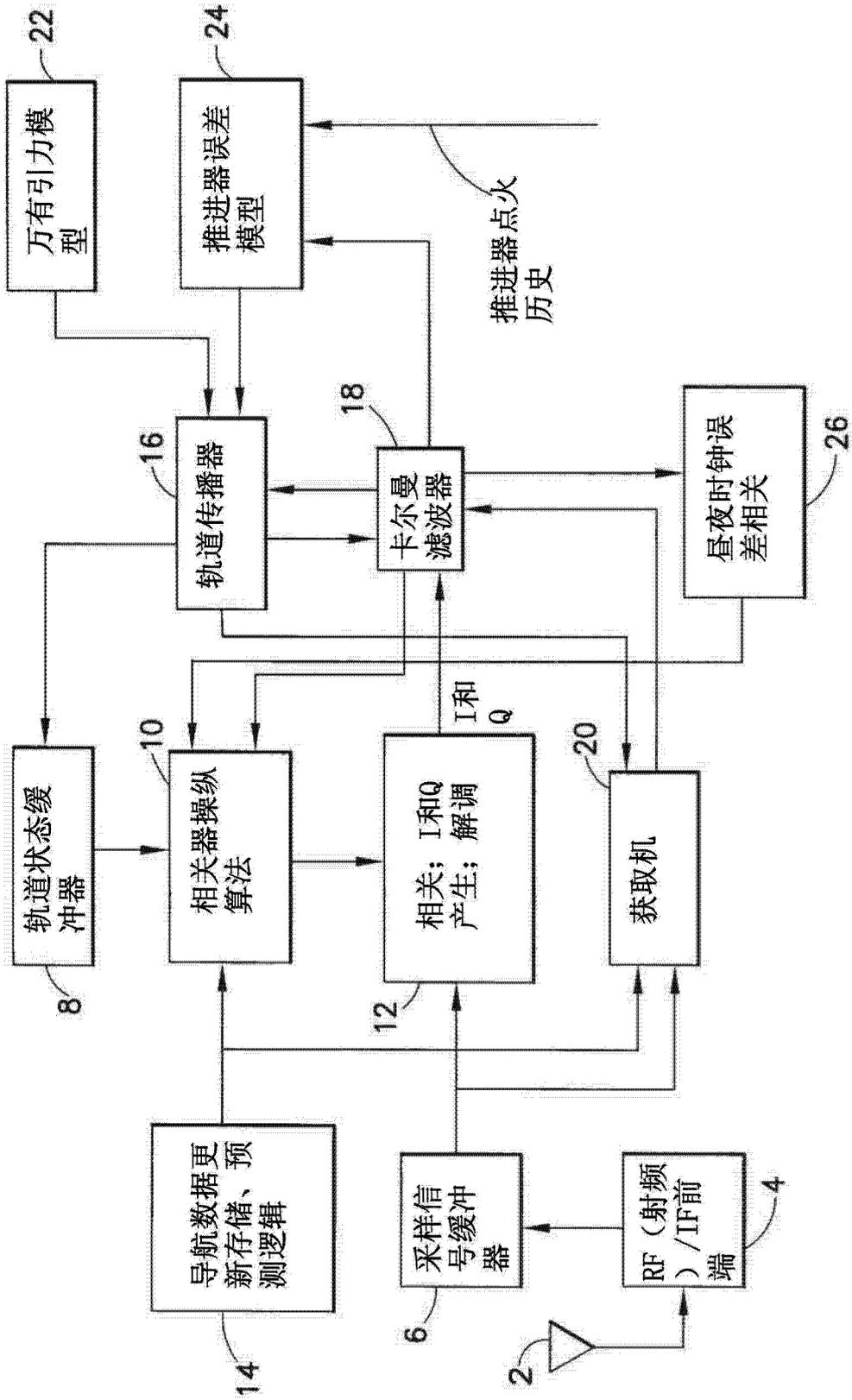


图 1

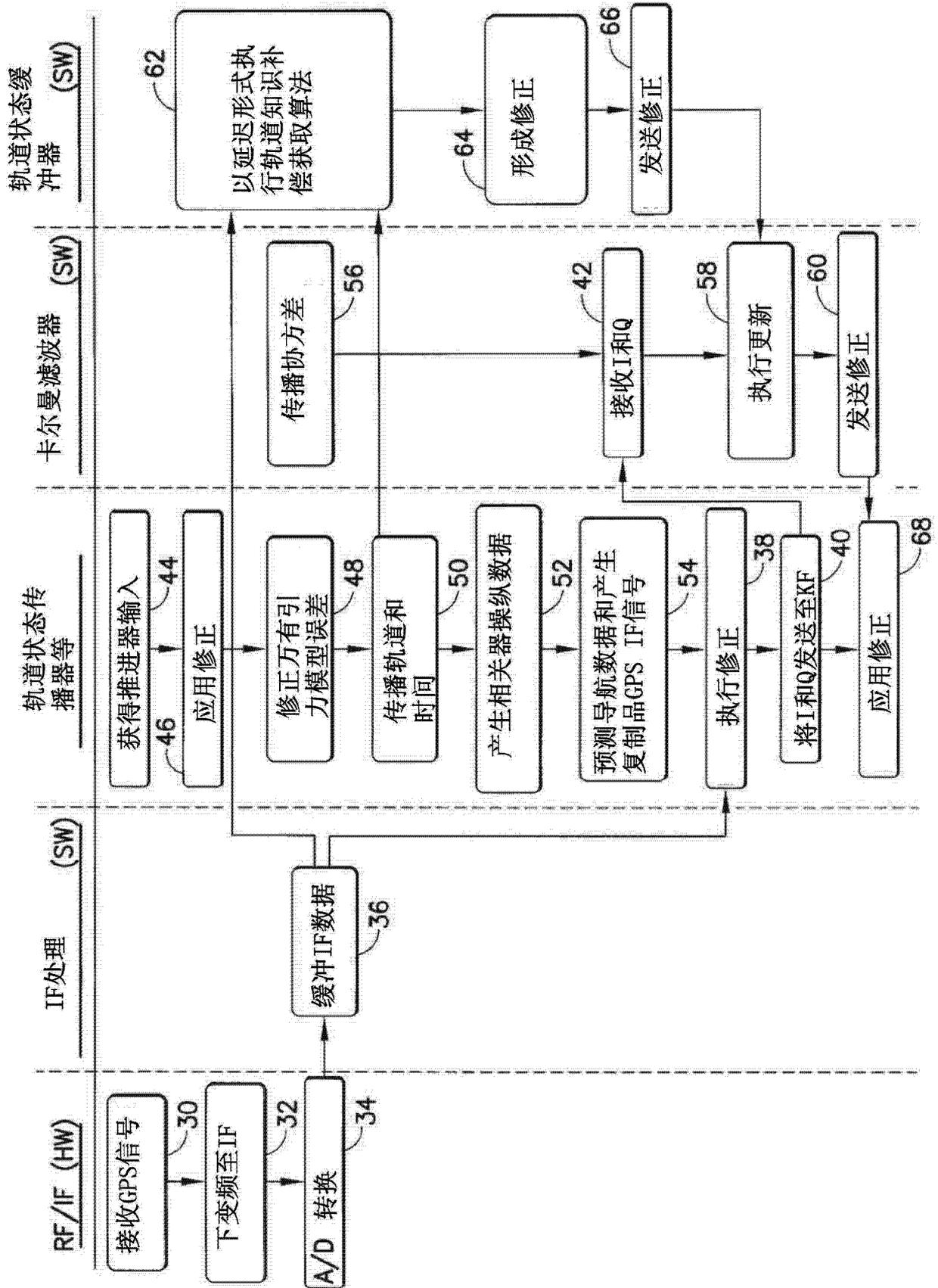


图 2

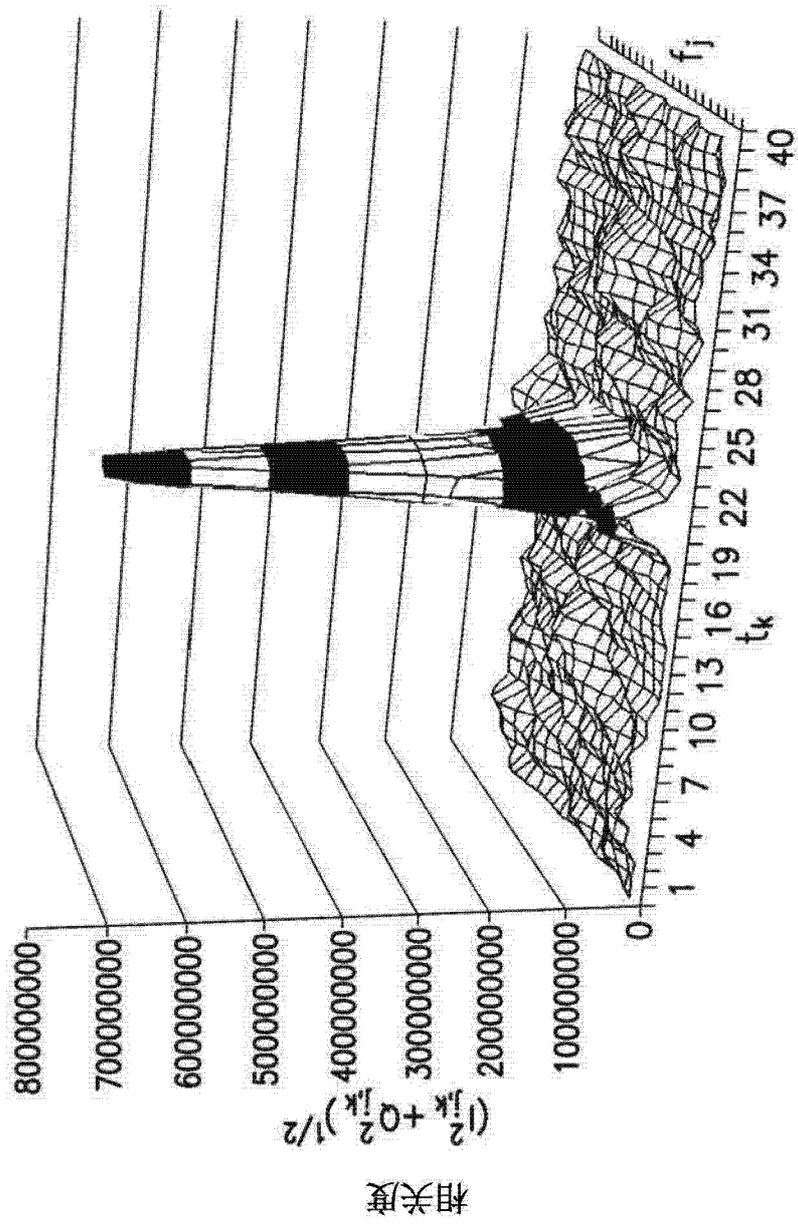


图 3