



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101446628 B

(45) 授权公告日 2013.05.08

(21) 申请号 200810176124.X

US 6542820 B2, 2003.04.01, 参见说明书第
3栏第5~55行, 第4栏25~60行, 第5栏5~
30行, 第6栏第2~25行, 第6栏第67页~第7
栏第3页.

(22) 申请日 2008.11.03

CN 1749772 A, 2006.03.22, 全文.

(30) 优先权数据

12/103, 387 2008.04.15 US
61/038, 585 2008.03.25 US
60/990, 229 2007.11.26 US

审查员 卜广东

(73) 专利权人 联发科技股份有限公司

地址 中国台湾新竹科学工业园区笃行一路
一号

(72) 发明人 翁锦堂 蔡有智 傅景隆

(74) 专利代理机构 上海翼胜专利商标事务所
(普通合伙) 31218

代理人 翟羽

(51) Int. Cl.

G01S 1/02 (2006.01)

G01S 5/02 (2006.01)

(56) 对比文件

US 5828336 A, 1998.10.27, 全文.

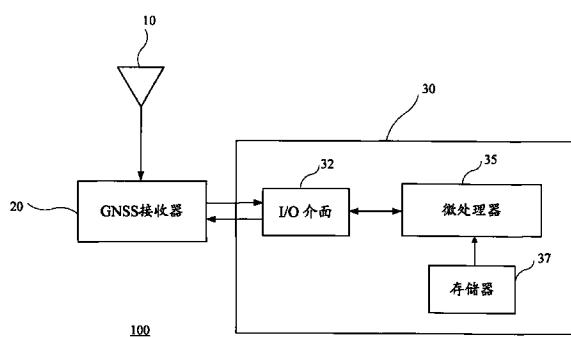
权利要求书2页 说明书7页 附图8页

(54) 发明名称

用于预测GNSS卫星轨迹延伸数据的方法及
装置

(57) 摘要

本发明提供一种用于预测GNSS卫星轨迹延伸数据的方法及装置，所述方法及装置使用于移动设备中。所述装置包含：介面，用于获得卫星的至少一卫星导航消息；以及微处理器，用于依据该卫星导航消息来确定计算条件，依据该计算条件估计卫星轨迹预测模型的多个参数，以及通过使用该卫星轨迹预测模型计算一组卫星轨迹延伸数据。本发明所提供的预测GNSS卫星轨迹延伸数据的方法及装置，能够降低卫星轨迹预测对计算能力的要求，并能够应用于移动设备当中。



1. 一种用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹延伸数据的方法,该方法使用于移动设备中,该方法包含:

仅接收广播的卫星导航消息;

依据该获得的卫星导航消息确定计算条件;

依据该计算条件与该移动设备中预先存储的卫星相关信息估计卫星轨迹预测模型的多个参数;以及

通过使用该估计的卫星轨迹预测模型计算一组卫星轨迹延伸数据。

2. 如权利要求1所述的用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹延伸数据的方法,其特征在于,更包含:调整该卫星轨迹预测模型的计算情况以找到该卫星轨迹预测模型的优化状态。

3. 如权利要求2所述的用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹延伸数据的方法,其特征在于,该多个参数是考虑卫星几何信息或坐标转换信息中的至少一者而进行调整。

4. 如权利要求1所述的用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹延伸数据的方法,其特征在于,该卫星轨迹预测模型是简化作用力模型,该简化作用力模型是通过多个扰动力成分参数化,以及该多个参数与该多个扰动力成分相关。

5. 如权利要求4所述的用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹延伸数据的方法,其特征在于,该组卫星轨迹延伸数据被分为多个轨迹片段,并且是通过逐个地整合该多个轨迹片段而计算。

6. 如权利要求1所述的用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹延伸数据的方法,其特征在于,该卫星轨迹预测模型是调整轨道模型,该调整轨道模型是通过多个轨道参数而参数化。

7. 如权利要求6所述的用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹延伸数据的方法,其特征在于,该多个轨道参数包括多个开普勒轨道元素。

8. 如权利要求7所述的用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹延伸数据的方法,其特征在于,该多个轨道参数进一步包括多个动力参数,该多个动力参数用于描述作用于该卫星的多个额外扰动加速度。

9. 如权利要求1所述的用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹延伸数据的方法,其特征在于,该卫星导航消息包含从包括广播星历表、历书、卫星位置状态向量以及卫星速度状态向量的群组中选择的信息。

10. 如权利要求1所述的用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹延伸数据的方法,其特征在于,该卫星导航消息是从外部源而非该移动设备获得。

11. 一种用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,该装置使用于移动设备中,该装置包含:

界面,仅接收广播的一卫星导航消息;以及

微处理器,用于依据该卫星导航消息确定计算情况,依据该计算情况与该移动设备中预先存储的卫星相关信息估计卫星轨迹预测模型的多个参数,以及通过使用该卫星轨迹预测模型计算一组卫星轨迹延伸数据。

12. 如权利要求11所述的用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,其特征在于,该微处理器还调整该卫星轨迹预测模型的计算情况,以找到该卫星轨迹预测模型

的优化状态。

13. 如权利要求 12 所述的用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,其特征在于,该多个参数是考虑卫星几何信息或坐标转换信息中的至少一者而进行调整。

14. 如权利要求 11 所述的用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,其特征在于,该卫星轨迹预测模型是由多个扰动力成分参数化的简化作用力模型,并且该多个参数与该多个扰动力成分相关。

15. 如权利要求 14 所述的用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,其特征在于,该组卫星轨迹延伸数据分为多个轨迹片段,并且是通过逐个地整合该多个轨迹片段而计算。

16. 如权利要求 11 所述的用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,其特征在于,该卫星轨迹预测模型是调整轨道模型,该调整轨道模型是通过多个轨道参数而参数化。

17. 如权利要求 16 所述的用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,其特征在于,该多个轨道参数包括多个开普勒轨道元素。

18. 如权利要求 17 所述的用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,其特征在于,该多个轨道参数进一步包括多个动力参数,该多个动力参数用于描述作用于该卫星的额外扰动加速度。

19. 如权利要求 11 所述的用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,其特征在于,该卫星导航消息包含由包括广播星历表、历书、卫星位置状态向量以及卫星速度状态向量的群组中选择的信息。

20. 如权利要求 11 所述的用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,其特征在于,该卫星导航消息是从外部源而非该移动设备获得。

用于预测 GNSS 卫星轨迹延伸数据的方法及装置

技术领域

[0001] 本发明是关于全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS), 尤其是关于 GNSS 卫星轨迹预测 (trajectory prediction) 的方法及装置。

背景技术

[0002] 对于全球导航卫星系统 (GNSS) (例如 GPS) 接收器来说, 灵敏度为评判其性能的主要标准。对于接收器灵敏度而言, 首次定位时间 (Time to First Fix, TTFF) 是具有代表性的标准。为加速 TTFF, 发展出一种称为辅助全球定位系统 (Assisted Global Positioning System, AGPS) 的技术以用于提高 TTFF 特性。在 AGPS 系统中, 向远程接收器 (remote receiver) 提供辅助信息 (assistant information), 以使远程接收器能够在缩短的时间周期内确定卫星的位置。辅助信息当中的一个重要部分为卫星导航消息 (satellite navigation message), 例如星历表 (ephemeris), 或卫星轨迹预测数据 (satellite trajectory prediction data)。

[0003] 通过使用来自参考地面站 (reference ground network stations) 的大量测距观测数据 (ranging observations), 可以实施轨道测定技术 (orbit determination technology) 以及卫星轨迹预测, 其中, 来自参考地面站的测距观测量亦可简称为地面观测数据 (ground observations)。在实作中, 地面观测数据的处理是很复杂的, 因此需要强大的计算能力来执行此处理。如所知道的, 由于卫星轨迹预测模型并不完美, 所以在卫星轨迹延伸 (satellite trajectory extension) 中, 即, 卫星轨迹预测中, 一定存在着一些预测误差。因此, 不能无限地延伸卫星轨迹的预测。当前能够预测未来 7 至 30 日的卫星轨迹。

[0004] 由于上述原因, 仅有具有高计算能力的装置, 例如伺服器 (server), 才足以支援卫星轨迹预测。该伺服器计算所预测的卫星轨迹, 并将所计算的卫星轨迹或等效数据组 (equivalent data set) 传递至 AGPS 伺服器。然后, 通过连接, AGPS 伺服器将卫星轨迹预测或等效数据组提供给使用者。依据现有的技术方案, 在移动设备中, 例如个人数字助理 (Personal Digital Assistant, PDA) 或智能手机或类似装置, 亦很难执行卫星轨迹预测程序。因此, 本发明的目的之一在于提供一种可实施于且常驻 (reside) 于主处理器 (host processor) 上的用于产生卫星轨迹预测的装置与方法, 其中该主处理器可嵌入移动设备当中。

发明内容

[0005] 为了降低卫星轨迹预测对计算能力的要求, 并且使得卫星轨迹预测能够应用于移动设备中, 本发明提供一种能够用于移动设备的卫星轨迹预测的方法及装置。

[0006] 一种用于预测全球导航卫星系统卫星轨迹数据的方法, 该方法使用于移动设备中, 该方法包含: 仅接收广播的卫星导航消息; 依据该获得的卫星导航消息来确定计算条件; 依据该计算条件与该移动设备中预先存储的卫星相关信息估计卫星轨迹预测模型的多个参数; 以及通过使用该估计的卫星轨迹预测模型计算一组卫星轨迹延伸数据。

[0007] 一种用于预测全球卫星导航系统卫星轨迹延伸数据的装置,该装置使用于移动设备中,该装置包含:介面,仅接收广播的卫星导航消息;以及微处理器,用于依据该卫星导航消息来确定计算条件,依据该计算条件与该移动设备中预先存储的卫星相关信息估计卫星轨迹预测模型的多个参数,以及通过使用该卫星轨迹预测模型计算一组卫星轨迹延伸数据。

[0008] 本发明提供的预测 GNSS 卫星轨迹延伸数据的方法及装置,能够降低卫星轨迹预测对计算能力的要求,并能够应用于移动设备当中。

[0009] 附图说明

[0010] 图 1 为举例说明依据本发明具有预测卫星轨迹延伸数据装置的移动设备的示意图。

[0011] 图 2 为举例说明依据本发明用于预测卫星轨迹延伸数据方法的流程图。

[0012] 图 3 为举例说明依据本发明用于移动设备的各种卫星导航消息源的示意图,其中移动设备具有用于预测卫星轨迹延伸数据的装置。

[0013] 图 4 为显示通过图 1 的主机装置获得的卫星导航消息片段的示意图。

[0014] 图 5 为显示通过图 3 的主机装置收集的全部卫星消息片段 TOE(2) 至 TOE(2n) 的示意图。

[0015] 图 6 为显示从卫星导航消息获得的卫星弧信息的示意图,例如图 4 中卫星 PRN01 所获得的广播的星历表。

[0016] 图 7 为显示用于计算一组轨迹延伸数据的简化作用力模型方案的流程图。

[0017] 图 8 为显示用于计算轨迹的调整轨迹模型方案的流程图。

具体实施方式

[0018] 在本说明书以及权利要求书当中使用了某些词汇来指称特定的元件,本领域的技术人员应可理解,硬件制造商可能会用不同的名词来称呼同一个元件,本说明书及权利要求并不以名称的差异作为区分元件的方式,而是以元件在功能上的差异作为区分的准则,在通篇说明书及权利要求书当中所提及的“包含有”是开放式的用语,故应解释成“包含有但不限定于”,此外,“耦合”一词在此包含任何直接及间接的电气连接手段,因此,若文中描述第一装置耦合于第二装置,则代表第一装置可以直接电气连接于第二装置,或通过其它装置或连接手段间接地电气连接至第二装置。

[0019] 阅读了下文对于附图所示实施例的详细描述之后,本发明对所属技术领域的技术人员而言将显而易见。

[0020] 图 1 所示为举例说明依据本发明的移动设备 100 的示意图。移动设备 100 包括用于接收 GNSS 卫星信号的天线(或天线组)10 以及如本领域所广泛知晓的 GNSS 接收器 20。移动设备 100 更包括主机装置(host device)30,其中,主机装置 30 可以为 PDA、移动电话、便携式多媒体播放器或类似装置的主机部分。主机装置 30 具有 I/O 介面 32,嵌入的微处理器 35,以及存储器 37。

[0021] 请参照图 2,图 2 所示为依据本发明用于预测卫星轨迹延伸数据的方法的流程图。在步骤 S201 中,GNSS 接收器 20 经由天线 10 收集广播(broadcasting)的 GNSS 卫星导航消息,例如,广播的星历表及 / 或历书信息以及卫星位置状态向量及 / 或卫星速度状态向

量。GNSS 接收器 20 将卫星导航消息传送至主机装置 30。GNSS 接收器 20 可以仅传递卫星导航消息至主机装置 30, 以及嵌入于主机装置 30 的微处理器 35 对卫星导航消息进行解码。备选地, GNSS 接收器 20 可以直接解码卫星导航消息并将解码后的消息传递至主机装置 30。随后, 获取的解码后的卫星导航消息存储于存储器 37 中。其它的卫星相关信息全部预先存储至主机装置 30 的存储器 37 中。其它的卫星相关信息可以是, 例如, 卫星几何信息 (satellite geometric information)、地球定向信息 (earth orientation information)、座标转换信息 (coordinates transformation information)、地球重力模型 (例如 JGM3, EGM96... 等)、太阳系星历表 (例如 JPL DE200 或 DE405) 以及潮汐模型 (tidal model)。

[0022] 图 3 所示为举例说明用于移动设备 100 的各种卫星导航消息源的示意图。如图 3 所示, 移动设备 100 亦可以从外部获取卫星导航消息。除了透过天线 10 接收广播的星历表以及历书之外, 主机装置 30 还通过网络或无线通信从外部源获取用于预测卫星轨迹延伸数据的信息。外部源可以为, 例如, 轨道数据库伺服器 50 或另一移动设备 110。请注意, 移动设备 100 的主机装置 30 亦能够基于其所保存的历史信息来预测卫星轨迹延伸数据。在执行卫星轨迹延伸数据预测之前, 微处理器 35 亦可以检查来自不同消息源 (例如, 经由天线 10 而接收的广播的星历表以及来自另一移动设备 110 的信息) 的卫星导航消息之间的一致性 (consistency)。

[0023] 图 4 所示为由图 1 的主机装置 30 所获得的卫星导航消息片段 (segment) 的示意图。在图 4 中, 阴影标记表示获得相应时间间隔 (time interval) 的卫星导航消息片段。图 4 显示了主机装置 30 接收的广播星历表。例如, 如图 4 中所示, 对于卫星 PRN01 而言, 已经获得 TOE(2) (亦即时间 t_2 至 t_4 的星历表) 以及 TOE(2k) (亦即时间 t_{2k} 至 t_{2k+2} 的星历表) 的星历表片段。也就是说, 已经知晓两个离散时间间隔的卫星消息。对于另一卫星 PRN02 而言, 已经获得 TOE(2k) 以及 TOE(2n) 的星历表片段。众所周知, 星历表的轨道精确度要好于历书的轨道精确度。因此, 只有在相邻历书时间 (time of almanac, TOA) 内的历书可以被使用。微处理器 35 随后可以使用已知的卫星导航消息来预测卫星轨迹的延伸部分。一般来说, 多个离散的星历表片段可以提供更加完整的卫星导航消息数据组。但是, 即使仅获得一个星历表片段, 也可以预测卫星延伸轨迹。相反, 如果已知全部的星历表片段及 / 或历书片段, 则可以预测出延伸时间更长且精度更好的卫星延伸轨迹。

[0024] 图 5 为显示通过图 3 所示的主机装置 30 收集全部 TOE(2) 至 TOE(2n) 的卫星消息片段的示意图。通过图 1 所示的主机装置 30 收集全部 TOE(2) 至 TOE(2n) 的卫星消息片段是困难的。但是, 通过附加源 (additional source) 的帮助, 例如, 另一移动设备 110 或者轨道数据库伺服器 50, 则图 3 所示的主机装置 30 可以比较容易地收集到全部卫星消息片段。

[0025] 请参考图 2, 在步骤 S203 中, 微处理器 35 依据卫星导航消息逐个地计算卫星弧 (satellite arcs)。卫星弧表示对应于一个星历表或者历书片段的时间间隔内的卫星轨迹的片段。众所周知, 星历表每两个小时就进行更新。如果在星历表时间 t_{2k} 至 t_{2k+2} 之间的任意时间开启 GNSS 接收器 20, 一旦 GNSS 接收器 20 “命中” 卫星 (亦即, 获取卫星), 则获得在 TOE(2k) 周期期间的星历表。也就是说, 如果接收到时间间隔 TOE(2k) 的星历表, 则可获得 t_{2k} 至 t_{2k+2} 期间的卫星弧。

[0026] 图 6 为显示从卫星导航消息所获得的卫星弧信息的示意图, 其中, 卫星导航消息

是例如图 4 所示的卫星 PRN01 所获得的广播星历表。每一实曲线表明获得对应时间间隔期间的星历表及 / 或历书,这称为卫星弧。虚曲线表明近似的卫星轨迹。如图所示,已知 TOE(2) (亦即 t_2 至 t_4) 以及 TOE(2k) (亦即 t_{2k} 至 t_{2k+2}) 期间的卫星弧信息。随后,可以采用很多方案处理一组轨迹延伸数据。例如,可以将 TOE(2) 与 TOE(2k) 卫星弧结合起来以模拟相应的虚曲线部分。在此,可以忽略 TOE(2) 与 TOE(2k) 的间的卫星弧,或者,如果有必要的话,可以通过内插机制提取该卫星弧。随后,通过使用上述信息,可以预测 TOE(2k) 之后延伸的卫星弧。

[0027] 卫星弧可以表示为位置 / 速度 / 时间 (position, velocity, and time, PVT) 类型或者开普勒元素 (Keplerian element) 类型。在轨道测定中,将使用椭圆轨道作为例子进行描述,其中,定义椭圆轨道特性的轨道元素 (orbital element) 主要包括六个开普勒轨道元素。此六个开普勒轨道元素分别为:半长轴 (semi-major axis) 元素“a”,其定义轨道尺寸;离心率 (eccentricity) 元素“e”,其定义轨道形状;倾角 (inclination) 元素“i”,其定义为轨道面相对于地球赤道面所夹幅角;近地点幅角 (argument of perigee) 元素“ ω ”,其定义为轨道上相对于地球表面的轨道最低点;升交点赤经 (right ascension of ascending node) 元素“ Ω ”,其定义卫星在地球赤道平面上升轨道位置;以及真 / 平近点角 (true/mean anomaly) 元素“v”,其定义卫星在轨道面上相对于近地点 (perigee) 所夹的幅角,目的在于描述在轨道面上的位置。因为位置 / 速度向量及开普勒轨道元素之间具有一一对应的关系,所以可以通过位置及速度向量来计算开普勒轨道元素。本发明可使用参考时间 (epoch time) 上的卫星位置及速度或者在相同参考时间上的六个开普勒轨道元素来计算 (propagate) 卫星轨道延伸数据。

[0028] 请再次参照图 2,在步骤 S203 中,微处理器 35 亦确定卫星轨迹预测模型的初始计算条件 (propagating condition)。通过微处理器调整卫星轨迹预测模型的初始计算条件,可找到卫星轨迹预测模型的优化状态。下文将描述两种作为本发明实施例的卫星轨迹预测模型。请注意,这些实施例不应作为本发明的限制。第一种卫星轨迹预测模型称作简化作用力模型 (compact force model),第二种称为调整轨道模型 (adjusted orbit model)。

[0029] 用于描述人造地球卫星的通用轨道模型的运动方程式可用如下方程式 (1) 表示:

$$[0030] \ddot{\vec{r}} = -GM \frac{\vec{r}}{r^3} + \vec{a} \quad (1)$$

[0031] 其中,第一个术语代表中心重力 (central gravity),术语 \vec{a} 为整体扰动加速度 (total perturbing acceleration)。GM 为重力常数与地球质量的乘积, \vec{r} 为卫星的地球中心半径 (geocentric radius) 的位置向量。一般来说,由二阶微分方程求得解析解 (analytical solution) 的过程非常复杂,此二阶微分方程系统不能被精确求解。因此,必须使用数值方法求解,针对此问题可以利用简化扰动力模型或调整轨道模型并透过计算演算法 (propagation algorithm) 来求得近似解。用于简化作用力模型以及调整轨道模型的方程式均可由方程式 (1) 导出。

[0032] 实际上,必须针对每一卫星与每一个子区间的卫星弧分别估计简化作用力模型或调整轨道模型。因此,步骤 S205 以及步骤 S207 通过下述方案执行。在步骤 S205 中,微处理器 35 使用计算条件以及卫星相关信息估计卫星轨迹预测模型的多个参数。在简化作用力模型中,该模型可以通过各项扰动力成分 (component) 计算,而得知轨道延伸所需参数值。

然而,在调整轨道模型中,轨道参数代表一系列未知参数,这些未知参数可以经由轨道运动方程式(1)进行定义。上述两种方法均会在下文做详细描述。其中文中所提及的卫星相关信息,包含存储在存储器37中的数据,例如卫星几何信息、坐标转换信息、卫星质量及体积等,在对参数进行优化的程序中均会使用上述信息。

[0033] 在步骤S207中,微处理器35通过使用初始计算条件以及简化作用力模型或调整轨道模型的参数来使用计算单元(propagator)(图1未示)以计算一组卫星轨迹延伸数据,其中计算单元是由微处理器35中建立的一组程序实施。在实作中,该组卫星轨迹延伸数据包括多个时间周期数据。每一时间周期的时间长度至少为一小时。

[0034] 在步骤S209中,微处理器35侦测计算的卫星轨迹延伸数据的有效性。如果计算的卫星轨迹延伸数据是有效的,则在步骤S211中微处理器35发送该计算的卫星轨迹延伸数据至GNSS接收器20,用于下一次获取或追踪卫星。使用时,可以先将卫星轨迹延伸数据转换为等效数据并存储,然后在后续启动时将卫星轨迹延伸数据或等效数据发送至GNSS接收器20。有效性侦测的另一优点在于可以排除由于轨迹延伸数据过时(aged)而引起的错误。这样的错误主要来自延伸数据与真实轨道的偏离与差异。透过有效性侦测也可防止轨迹延伸数据的误差过大以及限制误差的增长。

[0035] 图7为显示用于计算一组卫星轨迹延伸数据的简化作用力模型方案的流程图。在本发明的一个实施例中,对方程式(1)中的扰动术语 \bar{a} 作了更加详细地介绍,并且简化作用力模型用于汇总(summarize)作用于GNSS卫星上的各种加速度。简化作用力模型对影响卫星轨迹的作用力进行近似,并据此用以计算卫星轨迹。上述作用力包括地球重力成分 $F_{Gravity}$ 、多体作用力(n-body force)成分 F_{N-body} 、太阳辐射压力成分 F_{Srad} 、地球辐射压力成分 F_{Erad} 、海洋潮汐引力成分 F_{Ocean_tide} 、固体潮汐引力成分 F_{Solid_tide} 以及相关重力成分。在简化作用力模型中,方程式(1)变化为如下方程式(2) :

$$[0036] \ddot{\vec{r}} = -GM\frac{\vec{r}}{r^3} + \bar{a}_{N-body} + \bar{a}_{Srad} + \bar{a}_{Erad} + \bar{a}_{Ocean_tide} + \bar{a}_{Solid_tide} + \bar{a}_{relat} + \dots \quad (2)$$

[0037] 这些作用力成分在方程式(2)中用加速度成分表示。为了更加精确地获得近似解,整个计算区间 $[t_0, t_f]$ 可以依使用者指定的长度而分成数个子区间。首先在步骤S702中,由获得的卫星导航消息计算出至少一卫星弧。然后,在步骤S705中,依据已知卫星弧确定初始计算条件。亦即,选择一卫星初始位置。在第一子区间中,先由步骤S203或步骤S702中确定的卫星弧位置中选择出一个初始计算条件。之后,在任意一个后续区间中,计算条件则由先前子区间的近似解导出,该近似解即是利用先前子区间的初始条件经由计算所得到的数值解。在本发明的另一实施例中,微处理器35可以仅从收集的卫星导航消息中计算一个卫星位置作为计算条件,而不是计算对应于卫星导航消息的全部卫星弧。

[0038] 在步骤S710中,使用对应于所选卫星位置的作用力成分来估计简化作用力模型 $F(X^*, t_i)$ 的多个参数,其中在任意参考时间(reference epoch) t_k , X^* 可以通过六个开普勒轨道元素代替。另外,简化作用力模型的参数,例如各项作用力成分,亦需要考虑卫星相关信息来进行估计,其中卫星相关信息包括卫星几何信息以及坐标转换信息等;坐标转换信息包含地球定向因子(earth orientation factor)以及天球与地球系统(celestial and terrestrial system)之间的坐标转换参数。然后,在步骤S730中产生运动方程式 $\dot{\vec{X}}^* = F(X^*, t)$,并在步骤S740中,通过计算单元使用简化作用力模型进行计算以在步骤

S750 中产生卫星轨迹延伸数据片段 $X^*(t_i+1)$ 。卫星轨迹延伸数据片段 $X^*(t_i+1)$ 视为由时间 t_i 至时间 t_{i+1} 的轨迹。随后, 在步骤 S760 中微处理器 35 侦测参考时间 t_{i+1} 是否为预设时间周期的最后参考时间 t_f 。如果不是, 则在步骤 S765 中, 微处理器 35 设置 $i = i+1$ 。亦即, 微处理器 35 会计算下一卫星轨迹延伸数据片段。在计算预设周期期间 t_0 至 t_f 的全部卫星轨迹延伸数据片段之后, 即获得全部延伸的卫星轨迹 $X^*(t)$ (步骤 S770)。在步骤 S750 中, 运动位移方程式 $X^*(t)$ 是卫星绕地球轨迹或轨道的近似数值解。因此, $X^*(t)$ 实际上为参考轨迹。出于快速计算考虑, 参考轨迹用于短期轨迹延伸 (short-term trajectory extension)。否则, 通过调整模型算法, 参考轨迹可以用于更长并且更精确的延伸。

[0039] 一旦所需的信息充分, 微处理器 35 就可以开始计算延伸的轨迹。例如, 如果 GNSS 接收器 20 仅在短时间内接收到广播的卫星导航消息, 即使 GNSS 接收器 20 后来与卫星信号失去联系, 微处理器 35 也可以预测出卫星延伸轨迹数据。如果另外有卫星信息输入, 则微处理器 35 将会重新计算延伸轨迹。如前所述, 微处理器 35 可以基于存储其中的旧数据计算卫星轨迹延伸数据。

[0040] 如前所述, 除了简化作用力模型外, 调整轨道模型亦可用于预测卫星轨迹。图 8 为显示用于计算轨迹的调整轨迹模型方案的流程图。通常来讲, 轨道是运动轨道方程的唯一 (特别) 解。调整轨道模型使用一系列未知的轨道参数来定义卫星轨迹, 从而描述卫星的运动。轨道参数限定为 n 个参数, 包括轨道的开普勒轨道元素以及额外的动力参数 (dynamic parameter)。在调整轨道模型中, 额外的动力参数 q_m 描述作用于 GNSS 卫星上的额外扰动加速度。对于调整轨道模型, 方程式 (1) 变为如下方程式 (3) :

$$[0041] \ddot{\vec{r}} = -GM \frac{\vec{r}}{r^3} + \vec{a}(a, e, i, \Omega, w, u, q_1, q_2, \dots, q_m) \quad (3)$$

[0042] 其中未知参数 $\{p_i\} = \{a, e, i, \Omega, w, u, q_1, q_2, \dots, q_m\}$ 可以定义为轨道 $\vec{r}(t)$ 的特别解。在时间 t_0 的六个开普勒元素 (或相应的位置及速度状态向量) 可由初始计算条件决定。

[0043] 如上文所述, 方程式 (3) 中给出的额外参数 q_m 为动力参数, 对于每一卫星弧以及每一单独的卫星都需要估计这些动力参数以获得可靠的轨道符合程度 (orbital fit)。例如, 在 GNSS 轨道确定中, 额外的动力参数可以限定为作用于 GNSS 卫星的额外扰动加速度及 / 或谐波周期加速度 (harmonic periodic acceleration), 谐波周期加速度可以为正弦和余弦形式。在高阶的轨道测定中, 使用者可能希望额外再使用更多其它的随机参数对轨道进行参数化以提高轨道精度。

[0044] 如图 8 所示, 从卫星导航消息中获得卫星弧信息 (步骤 S805), 卫星导航消息例如是广播的星历表及 / 或历书。微处理器 35 随后依据卫星弧信息定义用于轨道参数的计算条件 (步骤 S810)。在步骤 S820 中, 微处理器 35 基于计算条件执行轨道测定, 并且对轨道参数求解, 其中轨道参数的求解是由方程式 (3) 导出。卫星轨迹预测模型参数的估计亦考虑卫星相关信息, 其中卫星相关信息包括卫星几何信息以及坐标转换信息等, 坐标转换信息例如是地球定向因子以及天球 与地球系统之间的坐标转换参数。在步骤 S830 中, 微处理器 35 由获得的卫星导航消息侦测解得的卫星弧是否适合计算的卫星弧。如果不适合, 则返回步骤 S810 以调整模型, 亦即调整轨道参数。再一次运行以上过程。如果确定二者可以符合状况良好, 则在步骤 S850 中通过计算单元 (图 1 未示) 执行轨迹延伸数据的计算。例

如,该计算可以通过数值积分 (numerical integration) 加以实施。随后,在步骤 S860 中,获得整组的轨迹延伸数据 $X^*(t_0:t_f)$ 。

[0045] 据本发明,即使当与主机装置 30 耦接或合并的 GNSS 接收器 20 与卫星信号切断联系,在主机装置 30 的微处理器 35 中亦可以完成卫星轨迹预测,其中微处理器 35 的计算能力尚不及个人计算机。

[0046] 虽然本发明的较佳实施例已经详细揭露如上,但熟悉本领域相关技术人员亦可做各种更动与润饰。本发明所揭露的实施例仅为说明的目的,其并非用于限制本发明。本发明并不仅限于所揭露的特定方式,所有不脱离本发明精神的更动与润饰均应落入本发明。本发明所涵盖的范围以权利要求书为准。

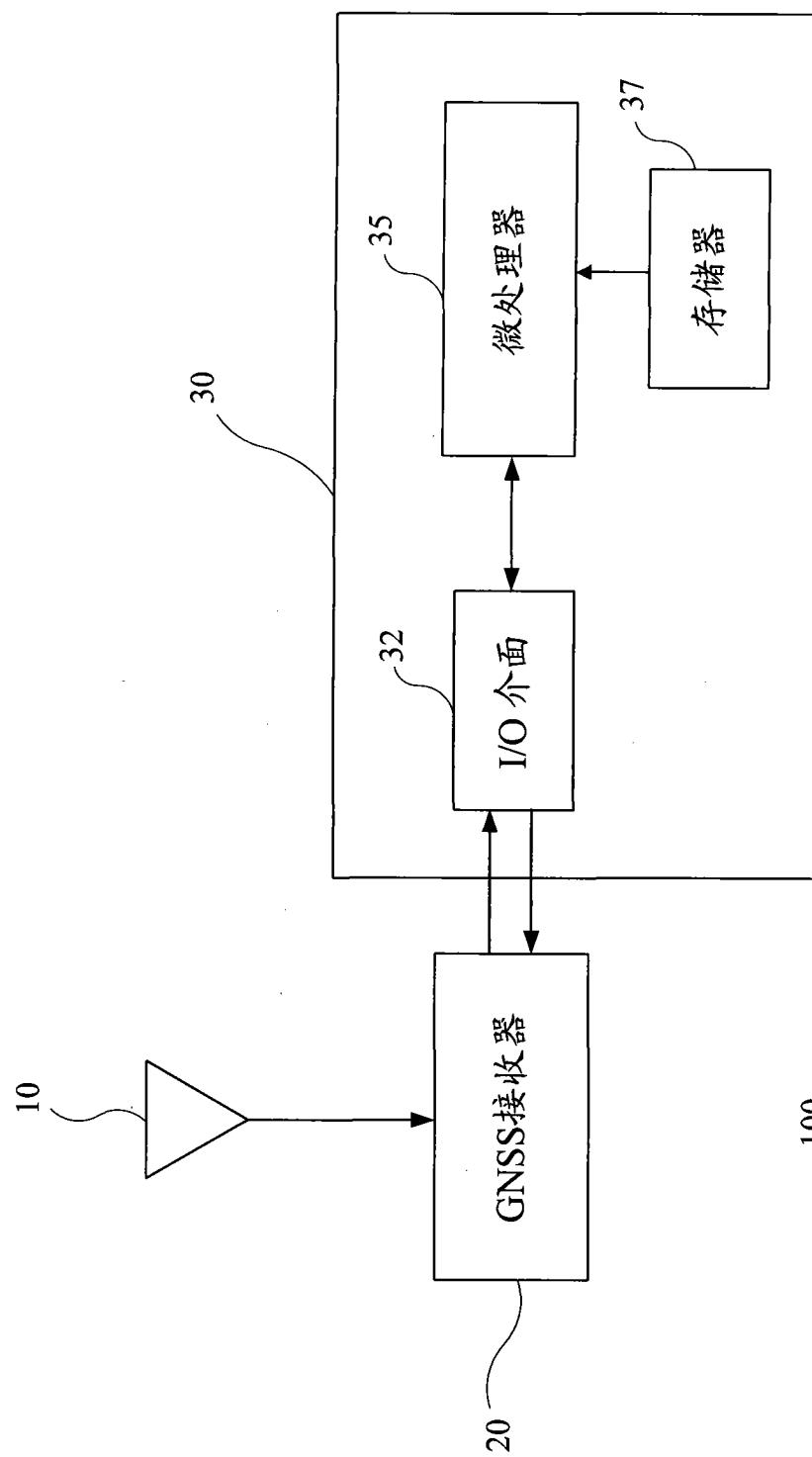


图 1

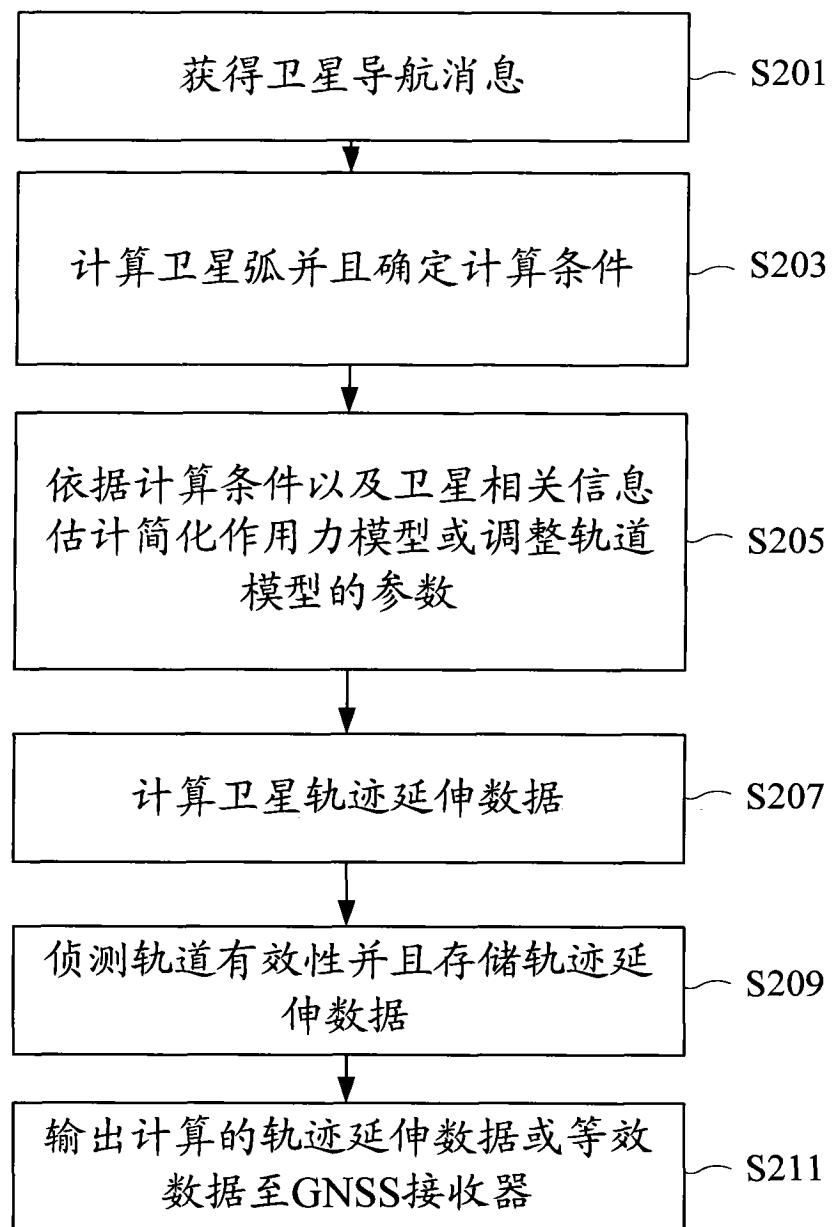


图 2

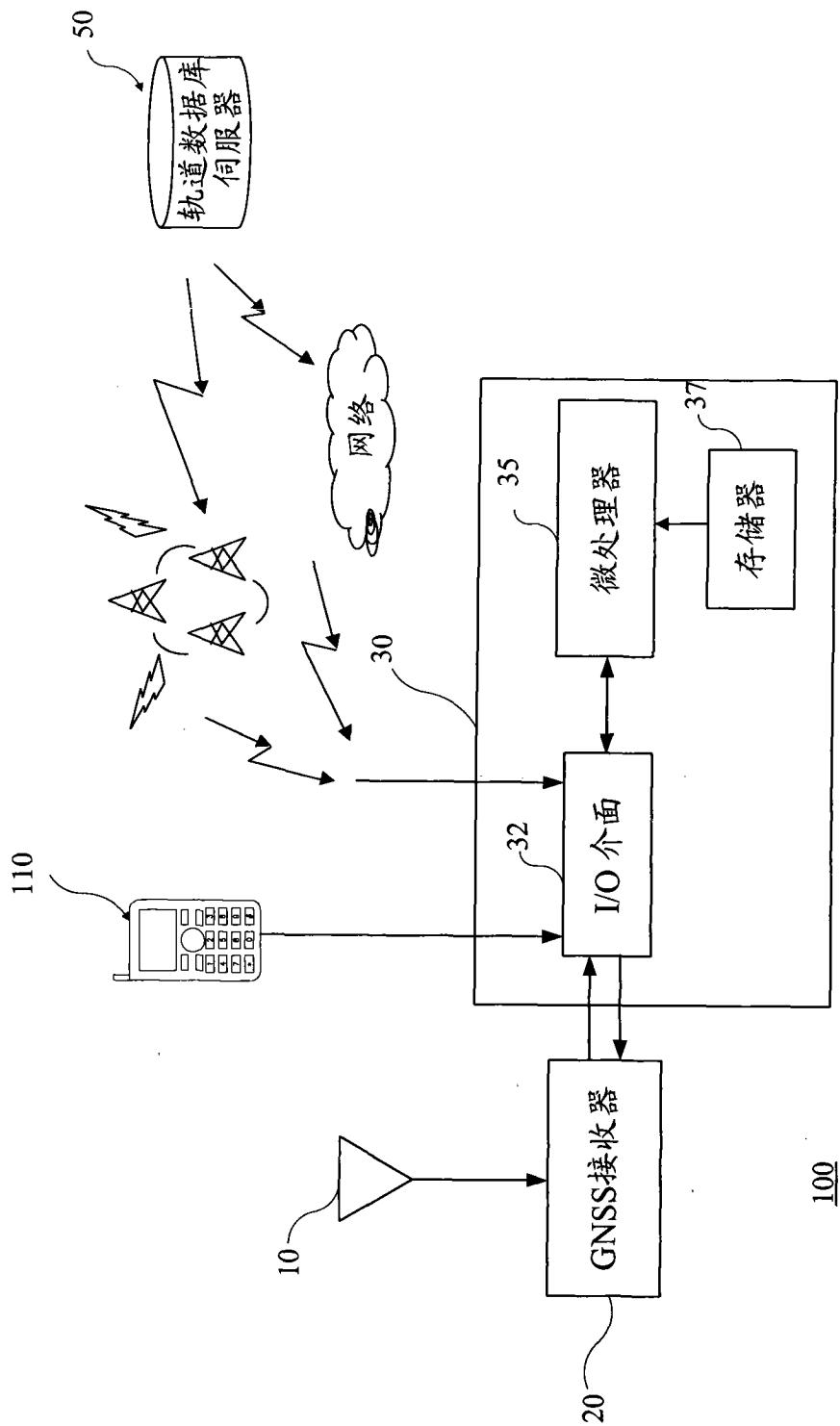


图3

	PRN01	TOE(0)	TOE(2)	...	TOE(2n)	...	TOE(2n)	//
	PRN02	TOE(0)	TOE(2)	...	TOE(2n)	...	TOE(2n)	//
收集的 星历表	:	-	-	...	-	...	-	//
	PRN32	TOE(0)	TOE(2)	...	TOE(2n)	...	TOE(2n)	//

预测部分



图 4

	TOE(0)	TOE(2)	...	TOE(2k)	...	TOE(2n)	//
PRN01	TOE(0)	TOE(2)	...	TOE(2k)	...	TOE(2n)	//
PRN02	TOE(0)	TOE(2)	...	TOE(2k)	...	TOE(2n)	//
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
PRN32	TOE(0)	TOE(2)	...	TOE(2k)	...	TOE(2n)	//

收集的星历表

预测部分

图 5

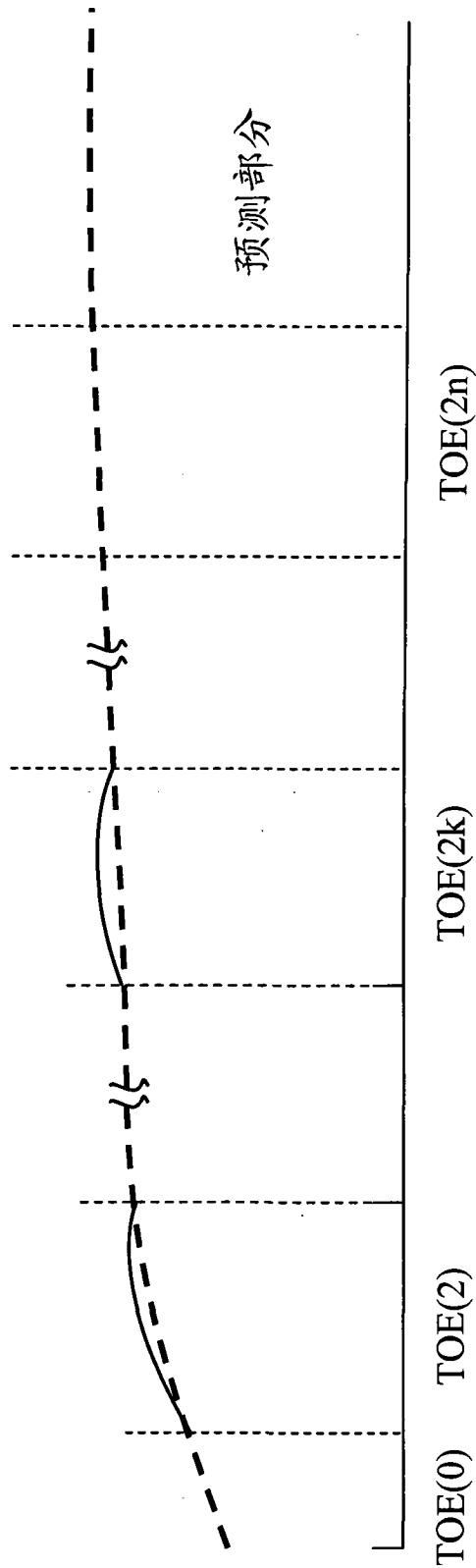


图6

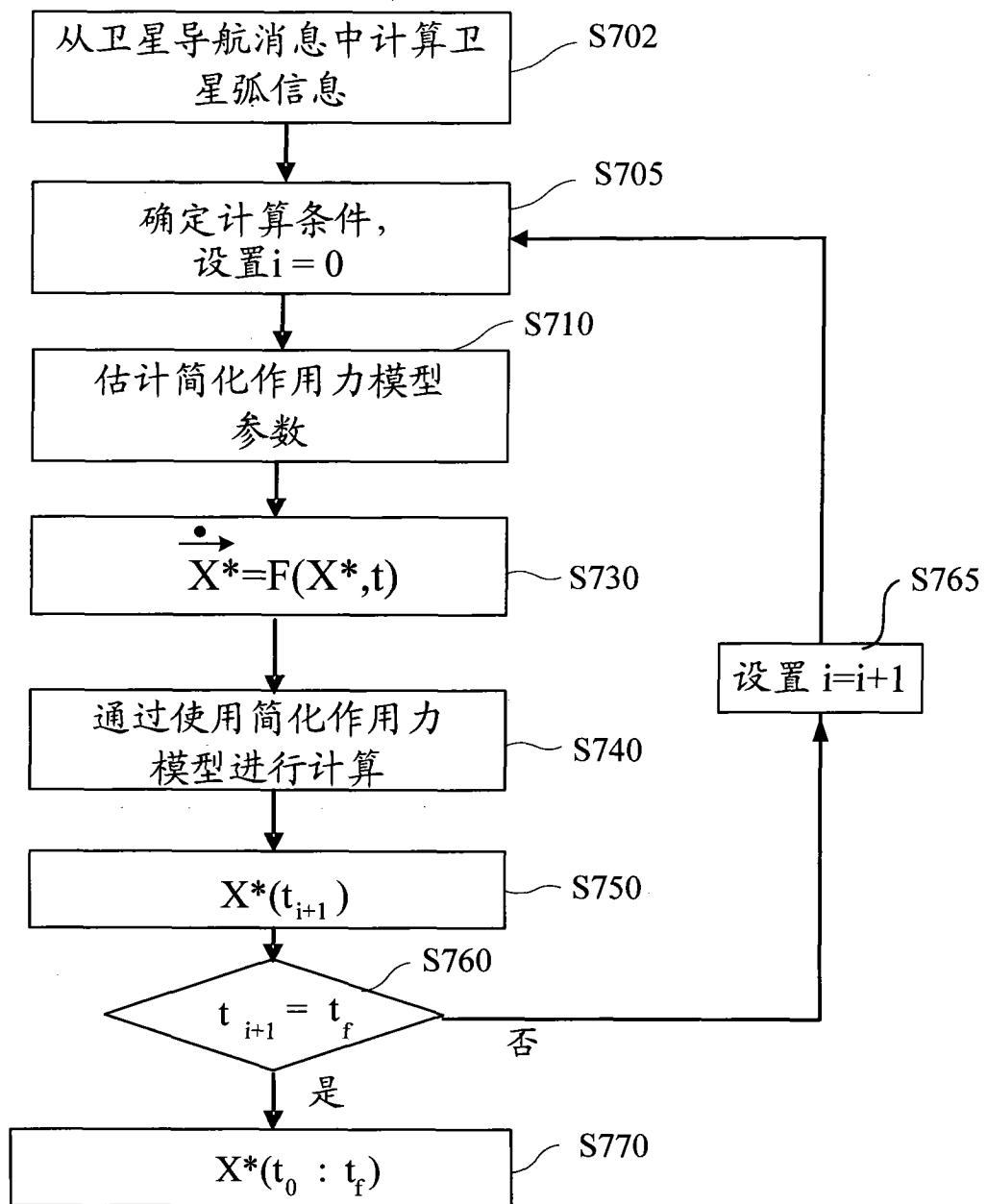


图 7

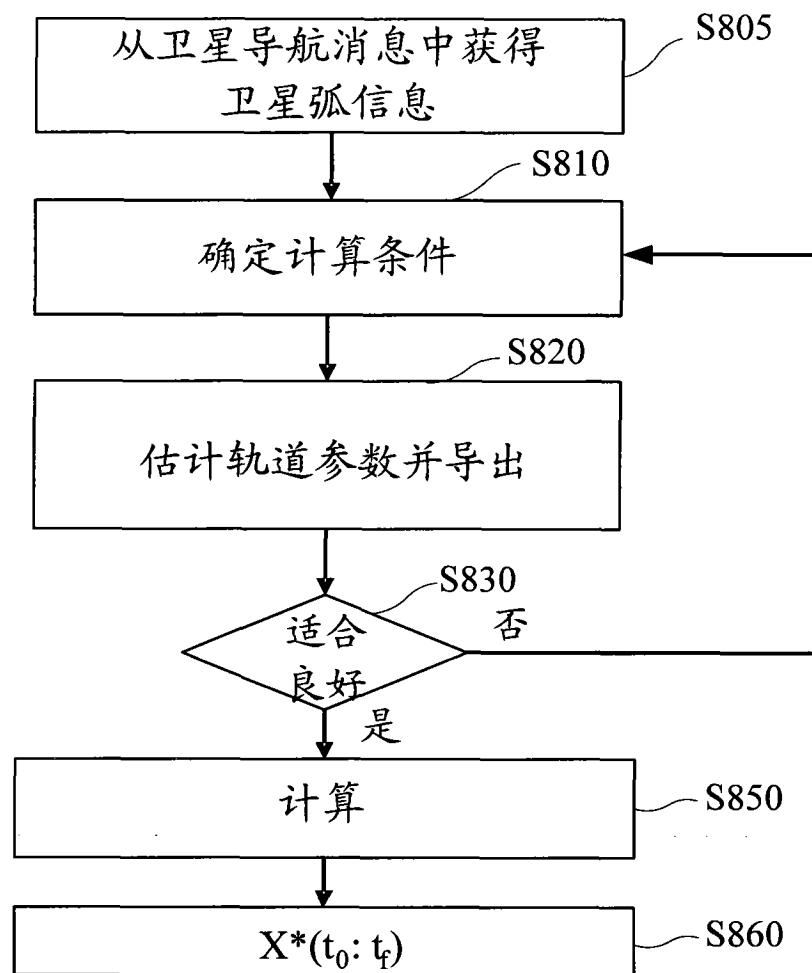


图 8