

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.

B64G 1/24 (2006.01)

G06F 19/00 (2006.01)



[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200610090700. X

[45] 授权公告日 2008 年 5 月 28 日

[11] 授权公告号 CN 100390022C

[22] 申请日 2006.7.7

[21] 申请号 200610090700. X

[73] 专利权人 中国科学院力学研究所

地址 100080 北京市海淀区北四环西路 15 号

[72] 发明人 张珩 赵猛 陈靖波

[56] 参考文献

US6615117B2 2003.9.2

US6128555A 2000.10.3

EP1288760A1 2003.3.5

审查员 卓启威

[74] 专利代理机构 北京中创阳光知识产权代理有限公司

代理人 尹振启

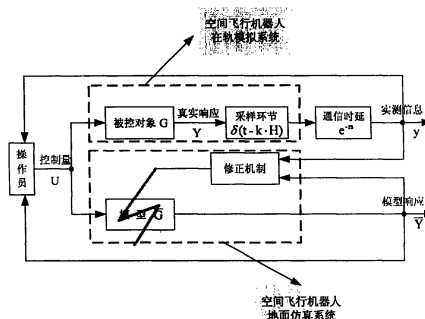
权利要求书 2 页 说明书 8 页 附图 5 页

[54] 发明名称

卫星飞行参数在线修正方法

[57] 摘要

本发明提出了一种基于“邮件准则”的模型参数在线修正方法，更具体的说提出了一种卫星轨道参数在线修正方法和一种卫星姿态参数在线修正方法，该方法借用了邮件原理，将信息作为信件，以响应时间为邮戳，经过邮递后，按邮戳时间将实测信息、仿真信息以及控制量正确匹配，然后采用数据平滑和超时计算等策略，克服信息滞后、错配和稀疏等问题，实现卫星姿/轨飞行参数在线修正，最终使得卫星飞行参数实时预测模块的仿真信息以一定的预测精度逼近真实卫星飞行参数。



1、一种卫星轨道参数在线修正方法包括步骤：

(A) 对于接收到的轨道时延实测参数信息，判断是否为本次过顶的首批数据，若是本次过顶的首批数据，则执行步骤：(A1) 将该点信息作为计算初值，并转到执行步骤 (G)；若不是本次过顶的首批数据，则执行下列步骤；

(B) 提取主要轨道实测信息堆栈中的最后三个信息点 P1、P2、P3；

(C) 根据信息点 P1、P2、P3 的时间标签查寻对应的仿真信息点 Q1、Q2、Q3；

(D) 计算
$$e = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 (P_i - Q_i)^2$$
；

(E) 判断 $e < \text{ErrorLimit}$ ，若在判断出 e 不小于 ErrorLimit ，则执行下列步骤；

(F) 将 P3 作为计算初值；

(G) 将计算初值代入卫星轨道计算模型，加速计算至当前飞行时刻并更新当前的飞行状态；以及

(H) 判断是否继续初值重装操作，若继续则重复上述步骤。

2、根据权利要求 1 的方法，其中在步骤 (E)，若判断出 e 小于 ErrorLimit ，则转到执行步骤 (H)。

3、根据权利要求 1 的方法，进一步包括步骤：判断是否有新下行的主星轨道信息，若有则执行上述步骤 (A)。

4、一种卫星姿态参数在线修正方法，该方法包括卫星姿态初值重装处理，该卫星姿态初值重装处理包括步骤：

(a) 对于接收到的轨道时延实测参数信息，判断是否为本次过顶的首批数据，若不是本次过顶的首批数据，则执行下列步骤；

(b) 提取主星姿态实测信息堆栈中的最后三个信息点 P1、P2、P3；

(c) 根据信息点 P1、P2、P3 的时间标签查寻对应的仿真信息点 Q1、Q2、Q3；

(d) 计算
$$e = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 (P_i - Q_i)^2$$
；

(e) 判断 $e < \text{ErrorLimit}$ ，若判断出 e 不小于 ErrorLimit ，则执行下列步骤；

(f) 将 P3 作为计算初值；

(g) 将计算初值代入主星姿态计算模型，加速计算至当前飞行时刻并更新当前的飞行状态；以及

(h) 判断是否继续初值重装操作，若继续则重复上述步骤。

5、根据权利要求 5 的方法，其中在步骤 (a)，若判断出是本次过顶的首批数据，则执行步骤 (a1) 将该点信息作为计算初值，并转到执行上述步骤 (g)。

6、根据权利要求 5 的方法，其中在步骤 (e)，若判断出 e 小于 $ErrorLimit$ ，则转到执行上述步骤 (h)。

7、根据权利要求 5 的方法，进一步包括步骤：判断是否有新下行的主星姿态信息，若有则执行上述步骤 (a)。

8、根据权利要求 5 的方法，其中进一步包括卫星姿态预测模型在线修正处理，该卫星姿态预测模型在线修正处理包括步骤：

第 1 步：建立计算模型 $VR' : \bar{x}(t) = \bar{F}(\overline{px_1}, \overline{px_2}, \Lambda, \overline{px_n}, \overline{x_1}, \overline{x_2}, \Lambda, \overline{x_n}, \overline{u_1}, \overline{u_2}, \Lambda, \overline{u_m})$ ，并令 $\overline{px_i} = \overline{px_i} (i = 1, 2, \Lambda, n)$ ；

第 2 步：在当前时刻 t ，获得时延的实测信息集 $I(0, t-d)$ ，并提取出 $x(t_{n-1})$ 和 $x(t_n)$ ，其中 $t_n = t-d$ ；

第 3 步：将 $x(t_{n-1})$ 作为 VR' 初值，进行加速计算，得到 $\bar{x}(t_n)$ 及 $\bar{x}(t_n - h)$ ；

第 4 步：计算误差 $e(t_n) = \sqrt{(x(t_n) - \bar{x}(t_n))^2}$ ；

第 5 步：判断 $e(t_n) \leq E_{max}$ ？若是，则不进行修正，直接转到第 8 步；否则，进行修正，执行下一步；

第 6 步：提取 $e(t_n), \bar{x}(t_n - h), \Lambda$ ，利用递推最小二乘算法对 VR' 的参数 $\overline{px_1}, \overline{px_2}, \Lambda, \overline{px_n}$ 进行修正；

第 7 步：令 $t = t+1$ ，返回第 2 步；

第 8 步：利用修正好的参数 $\overline{px_1}, \overline{px_2}, \Lambda, \overline{px_n}$ 及实测信息 $x(t_n)$ 进行加速计算至当前飞行时刻 T ，并将 VR' 的参数和状态信息一并付给 VR ；以及

第 9 步： VR 按照修正后的精确模型和状态初值进行下一步的预测仿真演化计算，从而完成大时延条件下的模型参数误差在线修正。

9、一种卫星飞行参数在线修正方法，该方法包括根据权利要求 1 的卫星轨道参数在线修正方法和根据权利要求 5 的卫星姿态参数在线修正方法。

卫星飞行参数在线修正方法

技术领域

本发明涉及一种卫星飞行参数在线修正的方法，更具体的说，涉及一种卫星轨道参数在线修正方法和一种卫星姿态参数在线修正方法。

背景技术

随着空间实验、星球探测等空间活动的进一步发展，针对卫星等空间目标的遥操作技术提出了更高的要求，其中预测误差直接影响遥操作的安全性、准确性和高效性等操作品质，因此引入误差修正环节，提高预测精度，增强系统的鲁棒性。

由于在卫星的遥操作中存在着通信不确定大时延（2~10 秒）和有限带宽的限制，导致遥操作系统无法及时获得充分的卫星实测信息，造成信息滞后、错配和稀疏等问题，严重地影响了误差的监视与修正。传统的递推最小二乘在线修正方法无法直接应用于卫星的遥操作系统中进行有效的在线修正，因此只能对卫星的飞行参数误差进行离线的修正。此外，还有的文献^[1~4]报道采用“停一改一走”的模式对对象模型仿真的静态累积误差进行校正，而模型误差无法得到修正，并且导致操作的连续性差，降低了系统效率，极大地限制了遥操作在卫星控制领域的实际在线应用。

文献^[1~4]：

曾庆军，徐涛，徐晶晶，宋爱国，田小峰，时延力觉临场感遥操作机器人系统预测控制研究 [J] 东南大学学报 2004, 34:160-164.

Yokokohji, Y. Imaida, T. Yoshikawa, T. Bilateral control with energy balance monitoring under time-varying communication delay[J]. IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation(S1050-4729), 2000, 3(18):2684-2689

N Xi, Tarn T J. Stability analysis of non-time referenced Internet-based telerobotic systems [J]. Robotics and Autonomous Systems(S0921-8890), 2000, 32(2): 173-178.

Sheridan, T B. Space teleoperation through time delay: review and prognosis. [J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation(S1042-296X), 1993 9(5):385-390.

发明内容

为了解决上述传统问题，因此本发明的一个目的就是提出了一种卫星轨道参数在线修正方法和一种卫星姿态参数在线修正方法。

在本发明的一方面中，卫星轨道参数在线修正方法包括步骤：(A) 判断是否为本次过顶的首批数据，若不是本次过顶的首批数据，则执行下列步骤；(B) 提取主要轨道实测信息堆栈中的最后三个信息点 P1、P2、P3；(C) 根据信息点 P1、P2、P3 的时间标签查寻对应的仿真信息点 Q1、

Q2、Q3；(D) 计算
$$e = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 (P_i - Q_i)^2$$
；(E) 判断 $e < \text{ErrorLimit}$ ，若在判断出 e 不小于 ErrorLimit ，则执行下列步骤；(F) 将 P3 作为计算初值；(G) 将计算初值代入卫星轨道计算模型，加速计算至当前飞行时刻并更新当前的飞行状态；以及 (H) 判断是否继续初值重装操作，若继续则重复上述步骤。

根据这个方面，在步骤 (A) 中，若判断出是本次过顶的首批数据，则执行步骤 (A1) 将该点信息作为计算初值，并转到执行步骤 (G)。

根据这个方面，在步骤 (E) 中，若判断出 e 小于 ErrorLimit ，则转到执行步骤 (H)。

根据这个方面，进一步包括步骤：判断是否有新下行的主星轨道信息，若有则执行上述步骤 (A)。

在本发明的一方面中，卫星姿态参数在线修正方法包括卫星姿态初值重装处理，该卫星姿态初值重装处理包括步骤：(a) 判断是否为本次过顶的首批数据，若不是本次过顶的首批数据，则执行下列步骤；(b) 提取主星姿态实测信息堆栈中的最后三个信息点 P1、P2、P3；(c) 根据信息点 P1、P2、P3 的时间标签查寻对应的仿真信息点 Q1、Q2、Q3；(d)

计算
$$e = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 (P_i - Q_i)^2$$
；(e) 判断 $e < \text{ErrorLimit}$ ，若判断出 e 不小于 ErrorLimit ，则执行下列步骤；(f) 将 P3 作为计算初值；(g) 将计算初值代入主星姿态计算模型，加速计算至当前飞行时刻并更新当前的飞行状态；以及 (h) 判断是否继续初值重装操作，若继续则重复上述步骤。

根据这个方面，在步骤 (a) 中，若判断出是本次过顶的首批数据，则执行步骤 (a1) 将该点信息作为计算初值，并转到执行步骤 (g)。

根据这个方面，在步骤 (e) 中，若判断出 e 小于 ErrorLimit ，则转到执行步骤 (h)。

根据这个方面，进一步包括步骤：判断是否有新下行的主星姿态信息，若有则执行上述步骤 (a)。

进一步，根据这个方面，卫星姿态参数在线修正方法包括卫星姿态

预测模型在线修正处理, 该卫星姿态预测模型在线修正处理包括步骤:

第 1 步: 建立计算模型 VR': $\bar{x}(t) = \bar{F}(\overline{px_1}, \overline{px_2}, \Lambda, \overline{px_n}, \overline{x_1}, \overline{x_2}, \Lambda, \overline{x_n}, \overline{u_1}, \overline{u_2}, \Lambda, \overline{u_m})$, 并令 $\overline{px_i} = \overline{px_i} (i=1, 2, \Lambda, n)$ (注: VR 的计算不受 VR' 的影响); 第 2 步: 在当前时刻 t , 获得时延的实测信息集 $I(0, t-d)$, 并提取出 $x(t_{n-1})$ 和 $x(t_n)$ (其中 $t_n = t-d$); 第 3 步: 将 $x(t_{n-1})$ 作为 VR' 初值, 进行加速计算, 得到 $\bar{x}(t_n)$ 及 $\bar{x}(t_n-h)$; 第 4 步: 计算误差 $e(t_n) = \sqrt{(x(t_n) - \bar{x}(t_n))^2}$; 第 5 步: 判断 $e(t_n) \leq E_{max}$? 若是, 则不进行修正, 直接转到第 8 步; 否则, 进行修正, 执行下一步;

第 6 步: 提取 $e(t_n), \bar{x}(t_n-h), \Lambda$, 利用递推最小二乘算法对 VR' 的参数 $\overline{px_1}, \overline{px_2}, \Lambda, \overline{px_n}$ 进行修正; 第 7 步: 令 $t = t+1$, 返回第 2 步; 第 8 步: 利用修正好的参数 $\overline{px_1}, \overline{px_2}, \Lambda, \overline{px_n}$ 及实测信息 $x(t_n)$ 进行加速计算至当前飞行时刻 T , 并将 VR' 的参数和状态信息一并付给 VR; 第 9 步: VR 按照修正后的精确模型和状态初值进行下一步的预测仿真演化计算, 从而完成大时延条件下的模型参数误差在线修正。

附图说明

结合随后的附图, 从下面的详细说明中可显而易见的得出本发明的上述及其他目的、特征及优点。在附图中:

- 图 1 给出了空间飞行机器应用实例;
- 图 2 给出了卫星飞行参数在线修正原理图;
- 图 3 给出了卫星轨道参数在线修正处理的流程图;
- 图 4 给出了卫星姿态初值重装处理的流程图;
- 图 5 给出了卫星姿态预测模型在线修正处理的流程图; 以及
- 图 6 给出了在不同控制指令情况下的修正姿态模型。

具体实施方式

在下文中, 参考附图对本发明的优选实施例进行详细的说明。在下面描述中, 当形成本发明的主题而不会造成不清楚时, 省略对这里所采用的已知功能和步骤进行详细说明。

本发明提出了一种基于“邮件准则”的模型参数在线修正方法, 该方法借用了邮件原理, 将信息作为信件, 以响应时间为邮戳, 经过邮递后, 按邮戳时间将实测信息、仿真信息以及控制量正确匹配, 然后采用数据平滑和超时计算等策略, 克服信息滞后、错配和稀疏等问题, 实现卫星姿/轨飞行参数在线修正, 最终使得卫星飞行参数实时预测模块的仿真信息以一定的预测精度逼近真实卫星飞行参数。

下面以空间飞行机器人为应用实例阐述本发明的应用步骤。空间飞行机器人由飞行平台（即卫星）和机械臂构成如图 1 所示。其中卫星的质量、几何尺寸（长、宽、高）、转动惯量（ I_x, I_y, I_z ）、入轨初始位姿参数、机械臂几何参数，以及地球等参数写成文件表，如下：

```
Parameter_Table.txt:
80 //卫星质量 kg
1.1 //卫星长 m
1.2 //卫星宽 m
1.1 //卫星高 m
80 //Ix
100 //Iy
110 //Iz
.....//机械臂参数
3.986005e14 //地球引力常数
3.352819e-3 //地球扁率二阶带谐项
6.37814e6 //地球赤道半径
7.2722e-5 //地球自转角速度
-1.0097 //零时刻子午线赤经
20081201;11:35:00.000 //入轨时刻
7148860 //入轨点的地心距
114.07 //入轨点的经度
22.60 //入轨点的纬度
7466.860 //入轨点的速度
22.640 //入轨点的速度倾角
67.40 //入轨点的速度方位角
0.0010445 //卫星轨道的角速度
-3.670e6, -5.486e6, 2.747e6 //卫星的初始位置(在地心赤道惯性
坐标系 OCS 中)
2.812e3, 1.732e3, 6.815e3 //卫星的初始速度(在地心赤道惯性
坐标系 OCS 中)
0, 0, 0 //入轨时刻卫星本体的姿态角(卫星轨道坐
标系 CCS)
0, 0, 0 //入轨时刻卫星主惯性轴的角速度(卫星本
体坐标系 BCS 中)
6015.6 //轨道周期
```

由于没有真实的空间飞行机器人的下行实测信息，因此我们建立了

空间飞行机器人在轨模拟系统和空间飞行机器人地面仿真系统。其中空间飞行机器人在轨模拟系统用来模拟天上卫星的状态，并将产生的状态信息当作真实的实测信息下行给空间飞行机器人地面仿真系统，构成信息闭环系统，可以通过人为改变空间飞行机器人在轨模拟系统的参数，使两个系统发生失配，然后监视两个子系统的信息偏差，当偏差大于误差限时，利用我们提出的基于“邮件准则”的模型参数在线修正方法校正空间飞行机器人地面仿真系统，最后达到两个子系统相匹配，完成卫星飞行参数的实时在线修正。

卫星飞行参数在线修正原理如图 2 所示。图中分为空间飞行机器人在轨模拟系统（上面部分）和空间飞行机器人地面仿真系统（下面部分）。其中上面部分为天上飞行系统，由于其处于深空，不易或无法用设备直接监控，因此，我们在地面上建立了天上在轨部分的模型，构成空间飞行机器人地面仿真系统，以计算模拟天上部分，所以通过观测地面部分的飞行状态便可以掌握天上的部分，这些便是实时预测专利的思想。

但是，若想让地面上的仿真系统能够逼真地模拟天上部分，就得保证预测模型的准确性，也就是保证预测模型参数与天上机器人的飞行机理的参数相吻合，可是通过离线建模难以保证预测模型参数的准确性，再加上干扰等因素的影响，产生了预测误差，影响了仿真的置信度。针对该问题，我们提出了模型参数的在线修正方法用于该专利实例中。本方法与已有方法的不同之处是：模型在线修正要利用下行的实测数据（由空间飞行机器人在轨模拟系统提供），已有方法的实测数据是没有时延的并且数据采样时等间隔的，然而在遥操作系统中，这些数据是有不确定大时延的，并且数据间的采样间隔也是不确定变化的，所以本方法采用了时标对准、数据平滑、加速计算等策略克服了这些问题。其中：

真实对象 G 为：

$$Y(t_n) = f[Y(t_{n-1}), U(t_{n-1}), A(t_{n-1})] \cdots \cdots \cdots (1)$$

模型 \bar{G} 为：

$$\bar{Y}(t_n) = f[\bar{Y}(t_{n-1}), U(t_{n-1}), \bar{A}(t_{n-1})] \cdots \cdots \cdots (2)$$

传输模型为：

$$y(t_n) = Y(t_n - \tau(t_n)) \cdot \delta(t_n - k \cdot H) \cdots \cdots \cdots (3)$$

其中： A 和 \bar{A} 分别为真实对象和模型的参数， $\tau(t_n)$ 为通信不确定大时延（未知）， $h = t_n - t_{n-1}$ 为模型 \bar{G} 的计算步长， H 为实测信息的采样步长， $\delta(t_n - k \cdot H)$ 是以 H 为采样周期的采样函数， L 为在线递推修正的迭代计算步长， t_n 为当前时刻。定义 $M = h/H$ 为仿真信息与实测信息的相对密度，反映了实测信息的充分性。

遥操作中的通信不确定大时延和有限带宽对模型在线修正造成了传

统方法难以解决的信息滞后、错配以及稀疏等严重影响。

因此，本发明在空间飞行机器人地面仿真系统中嵌入了基于“邮件准则”的模型在线修正方法，以提高模型的准确性。

卫星飞行参数在线修正主要由两部分组成：卫星轨道参数在线修正处理和卫星姿态参数在线修正处理。

由于卫星通信中存在通信大时延、信息缺损和丢失等问题，地面仿真系统无法准确地将同一响应时刻的卫星参数匹配起来进行误差监视或修正，因此采用响应时间（即邮戳时间）标注真实卫星飞行参数和预测仿真的飞行参数，然后利用其邮戳时间便可以将实测信息与仿真飞行参数相匹配，供误差监视和在线修正。

首先，对卫星轨道参数在线修正处理进行详细的描述。

由于卫星的轨道模型的建模能够满足预测精度的要求，而预测仿真误差主要来源于初值和随机干扰，因此在卫星轨道参数在线修正部分中采用“初值重装”的方法在线修正卫星轨道飞行参数，即保持卫星轨道模型，当卫星每次过顶时或预测误差大于误差限时，则利用此刻接收到的轨道时延实测参数信息代入轨道模型，并加速计算至当前仿真时刻，更新预测状态，最后恢复正常预测速度，完成卫星轨道参数误差在线修正。

图 3 给出了卫星轨道参数在线修正处理的流程图。

如图 3 所示，首先判断是否有新下行的主星轨道信息。若有，则执行步骤：(A) 判断是否为本次过顶的首批数据。若不是本次过顶的首批数据，则执行步骤：(B) 提取主要轨道实测信息堆栈中的最后三个信息点 P1、P2、P3；(C) 根据信息点 P1、P2、P3 的时间标签查寻对应的仿真

信息点 Q1、Q2、Q3；(D) 计算
$$e = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 (P_i - Q_i)^2$$
；以及(E)判断 $e < \text{ErrorLimit}$ 。若在步骤(E)中判断出 e 不小于 ErrorLimit ，则执行步骤：(F) 将 P3 作为计算初值；以及(G) 将计算初值代入卫星轨道计算模型，加速计算至当前飞行时刻并更新当前的飞行状态。此后，执行步骤：(H) 判断是否继续初值重装操作。若继续则重复上述步骤，若不继续则该处理结束。

此外，在步骤(A)中，若判断出是本次过顶的首批数据，则执行步骤：(A1) 将该点信息作为计算初值，并转到执行步骤(G)。

进一步，在步骤(E)中，若判断出 e 小于 ErrorLimit ，则转到执行步骤(H)。

接下来，对卫星姿态参数在线修正处理进行描述。

卫星姿态参数的预测误差主要来源于随机干扰（包括初值干扰）和

姿态预测模型误差两方面。因此卫星姿态参数的在线修正由初值重装处理和预测模型在线修正处理两部分构成。

图 4 给出了初值重装处理的流程图。初值重装处理与轨道参数修正处理的方法相似。

如图 4 所示，首先判断是否有新下行的主星姿态信息 (a1)。若有，则执行步骤：(a) 判断是否为本次过顶的首批数据。若不是本次过顶的首批数据，则执行步骤：(b) 提取主星姿态实测信息堆栈中的最后三个信息点 P1、P2、P3；(c) 根据信息点 P1、P2、P3 的时间标签查寻对应的仿真信息点 Q1、Q2、Q3；(d) 计算
$$e = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 (P_i - Q_i)^2$$
；以及 (e) 判断 $e < \text{ErrorLimit}$ 。若在步骤 (e) 中判断出 e 不小于 ErrorLimit，则执行步骤：(f) 将 P3 作为计算初值；以及 (g) 将计算初值代入主星姿态计算模型，加速计算至当前飞行时刻并更新当前的飞行状态。此后，执行步骤：(h) 判断是否继续初值重装操作。若继续则重复上述步骤，若不继续则该处理结束。

此外，在步骤 (a) 中，若判断出是本次过顶的首批数据，则执行步骤 (a1)：将该点信息作为计算初值，并转到执行步骤 (g)。

进一步，在步骤 (e) 中，若判断出 e 小于 ErrorLimit，则转到执行步骤 (h)。

由于卫星通信中存在通信大时延，因此在预测模型在线修正方法中通过利用信息点中响应时间查询方法将真实卫星响应信息和预测仿真信息匹配起来，监视预测的卫星姿态参数误差，当预测误差超出误差限时，则拷贝当前卫星姿态模型，并利用时延的实测信息滚动修正卫星姿态模型，直到误差小于误差限时，停止修正，并利用当前接收到的实测信息为初值，以修正精确的模型为基础加速追赶计算至当前预测仿真时刻，最后用精确的模型参数和姿态参数替换原姿态模型中的相应变量，完成卫星姿态参数在线修正。

图 5 给出了卫星姿态预测模型在线修正处理的流程图。

首先需要说明的是：

真实卫星 (R)： $x(t) = F(px_1, px_2, \Lambda, px_n, x_1, x_2, \Lambda, x_n, u_1, u_2, \Lambda, u_n)$

预测模型 (VR)： $\bar{x}(t) = \bar{F}(\overline{px_1}, \overline{px_2}, \overline{\Lambda}, \overline{px_n}, \overline{x_1}, \overline{x_2}, \overline{\Lambda}, \overline{x_n}, \overline{u_1}, \overline{u_2}, \overline{\Lambda}, \overline{u_n})$

其中：

F 为真实卫星的模型， $px_1, px_2, \Lambda, px_n$ 为其参数， x_1, x_2, Λ, x_n 为其变量；

\bar{F} 为计算模型， $\overline{px_1}, \overline{px_2}, \overline{\Lambda}, \overline{px_n}$ 为其参数， $\overline{x_1}, \overline{x_2}, \overline{\Lambda}, \overline{x_n}$ 为其变量；

u_1, u_2, Λ, u_m : 为控制量;
 通信时延为 d , 即在当前时刻 t 只能获得 $t-d$ 时刻之前的信息 $I(0, t-d)$;
 误差 $e(t_n) = \sqrt{(x(t_n) - \bar{x}(t_n))^2}$;
 E_{\max} 为系统的误差限;
 h 为计算步长;

如图 5 所示, 具体的修正步骤如下:

- 第 1 步: 建立计算模型 VR' : $\bar{x}(t) = \bar{F}(\overline{px_1}, \overline{px_2}, \Lambda, \overline{px_n}, \overline{x_1}, \overline{x_2}, \Lambda, \overline{x_n}, u_1, u_2, \Lambda, u_m)$, 并令 $\overline{px_i} = \overline{px_i} (i=1, 2, \Lambda, n)$ (注: VR 的计算不受 VR' 的影响);
- 第 2 步: 在当前时刻 t , 获得时延的实测信息集 $I(0, t-d)$, 并提取出 $x(t_{n-1})$ 和 $x(t_n)$ (其中 $t_n = t-d$);
- 第 3 步: 将 $x(t_{n-1})$ 作为 VR' 初值, 进行加速计算, 得到 $\bar{x}(t_n)$ 及 $\bar{x}(t_n - h)$;
- 第 4 步: 计算误差 $e(t_n) = \sqrt{(x(t_n) - \bar{x}(t_n))^2}$;
- 第 5 步: 判断 $e(t_n) \leq E_{\max}$? 若是, 则不进行修正, 直接转到第 8 步; 否则, 进行修正, 执行下一步;
- 第 6 步: 提取 $e(t_n), \bar{x}(t_n - h), \Lambda$, 利用递推最小二乘算法对 VR' 的参数 $\overline{px_1}, \overline{px_2}, \Lambda, \overline{px_n}$ 进行修正;
- 第 7 步: 令 $t = t+1$, 返回第 2 步;
- 第 8 步: 利用修正好的参数 $\overline{px_1}, \overline{px_2}, \Lambda, \overline{px_n}$ 及实测信息 $x(t_n)$ 进行加速计算至当前飞行时刻 T , 并将 VR' 的参数和状态信息一并付给 VR ;
- 第 9 步: VR 按照修正后的精确模型和状态初值进行下一步的预测仿真演化计算, 从而完成大时延条件下的模型参数误差在线修正。

此外, 应该注意的是由于卫星姿态模型分为开环控制模型和闭环控制模型, 因此如图 6 所示, 在姿态模型在线修正时, 首先根据实测信息点中的响应时间查询控制指令, 若控制指令为力矩指令, 则该实测信息用于修正姿态开环模型; 若控制指令为姿态角期望值指令, 则该实测信息用于修正闭环模型。

虽然参考其某些优选实施例而给出并描述了本发明, 但是对于本领域普通技术人员来说应该明白的是, 在不脱离本发明精神和范围的情况下可对其结构及细节做出各种变化。因此, 本发明的范围并不局限于这些实施例, 而是由随后权利要求及其等效体来定义。

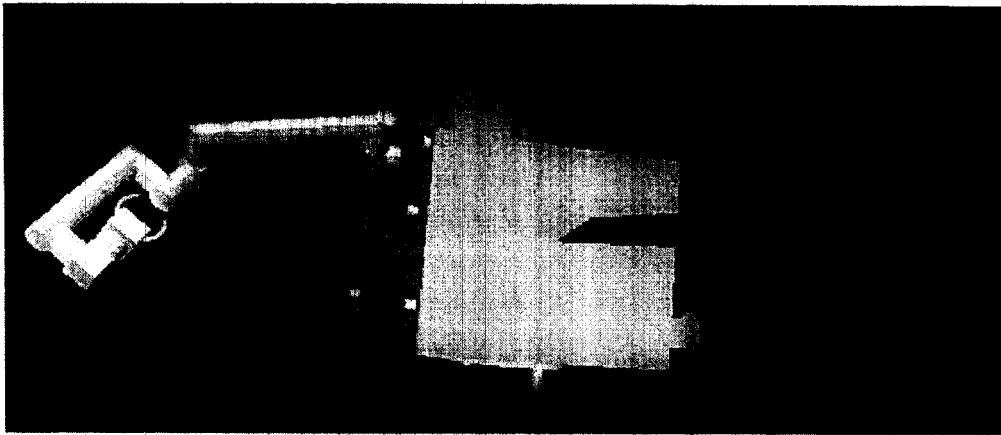


图 1

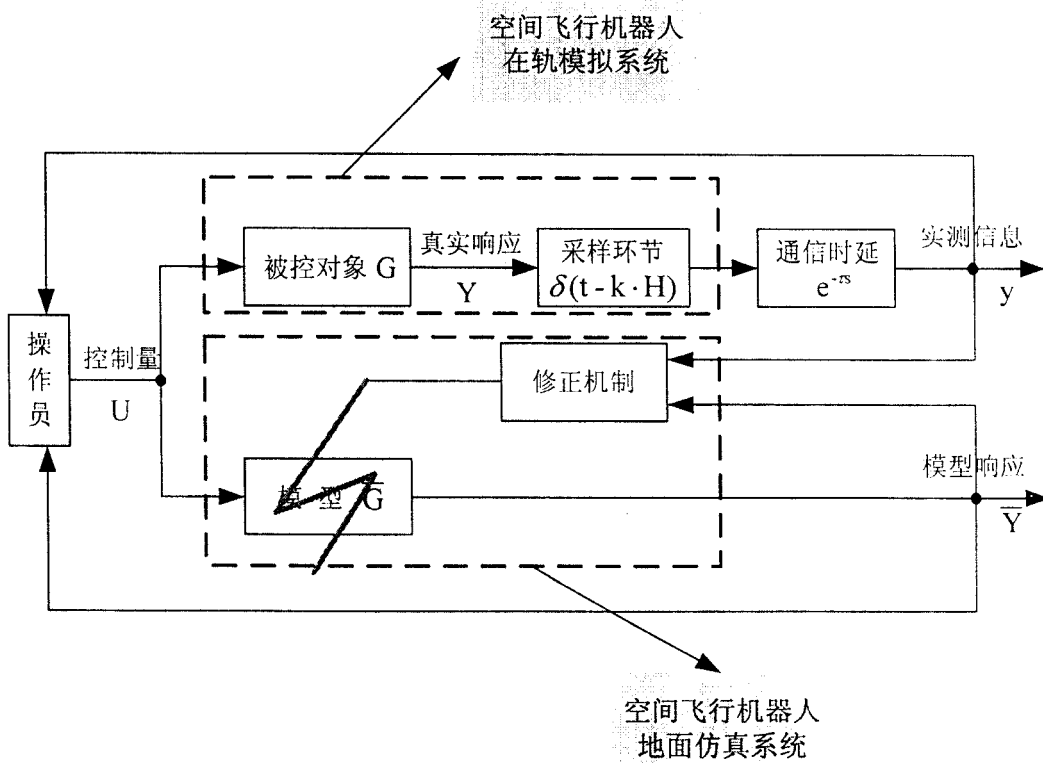


图 2

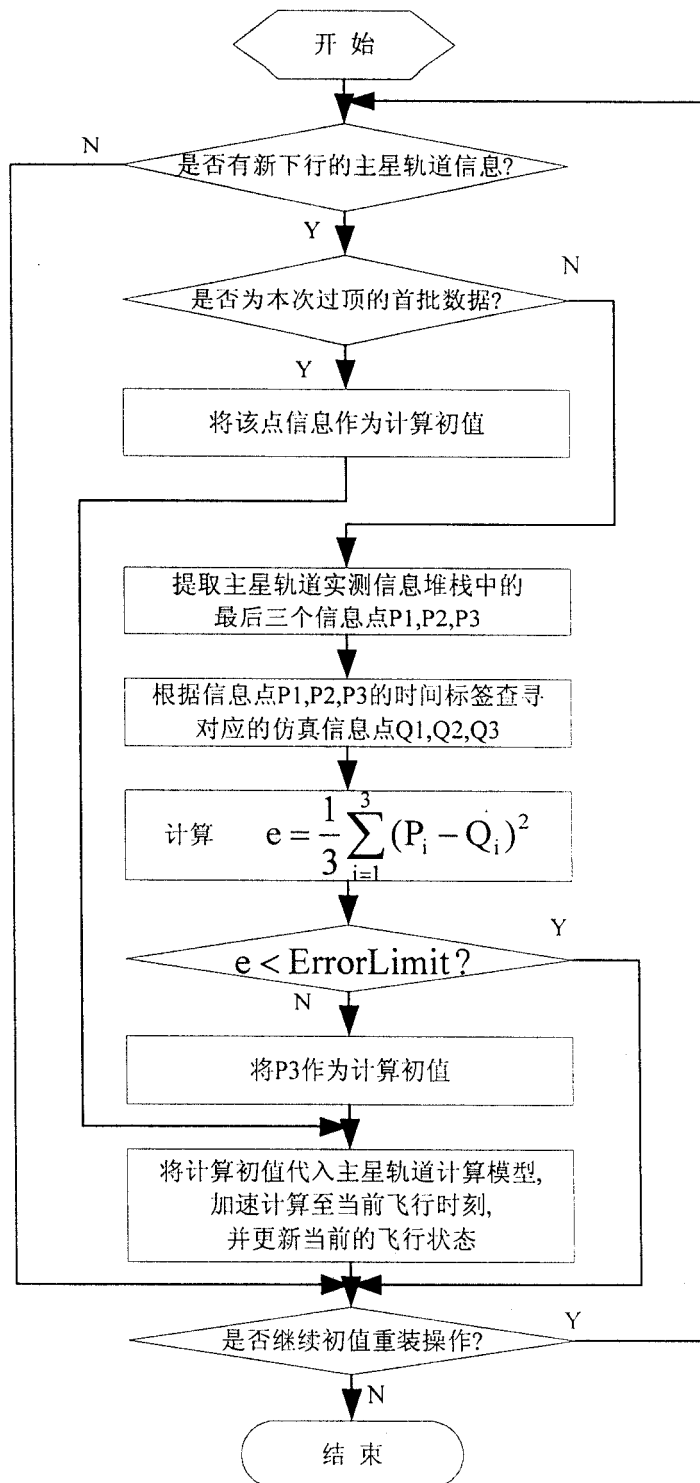


图 3

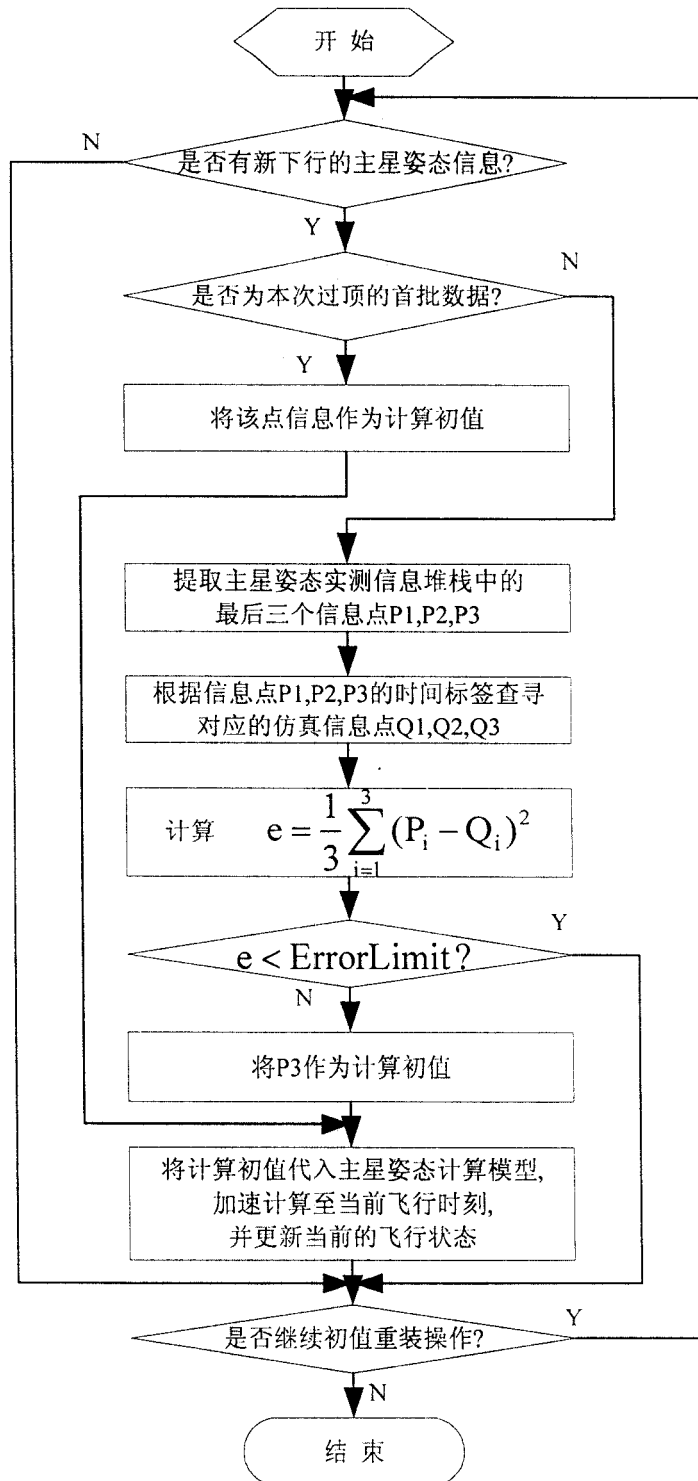


图 4

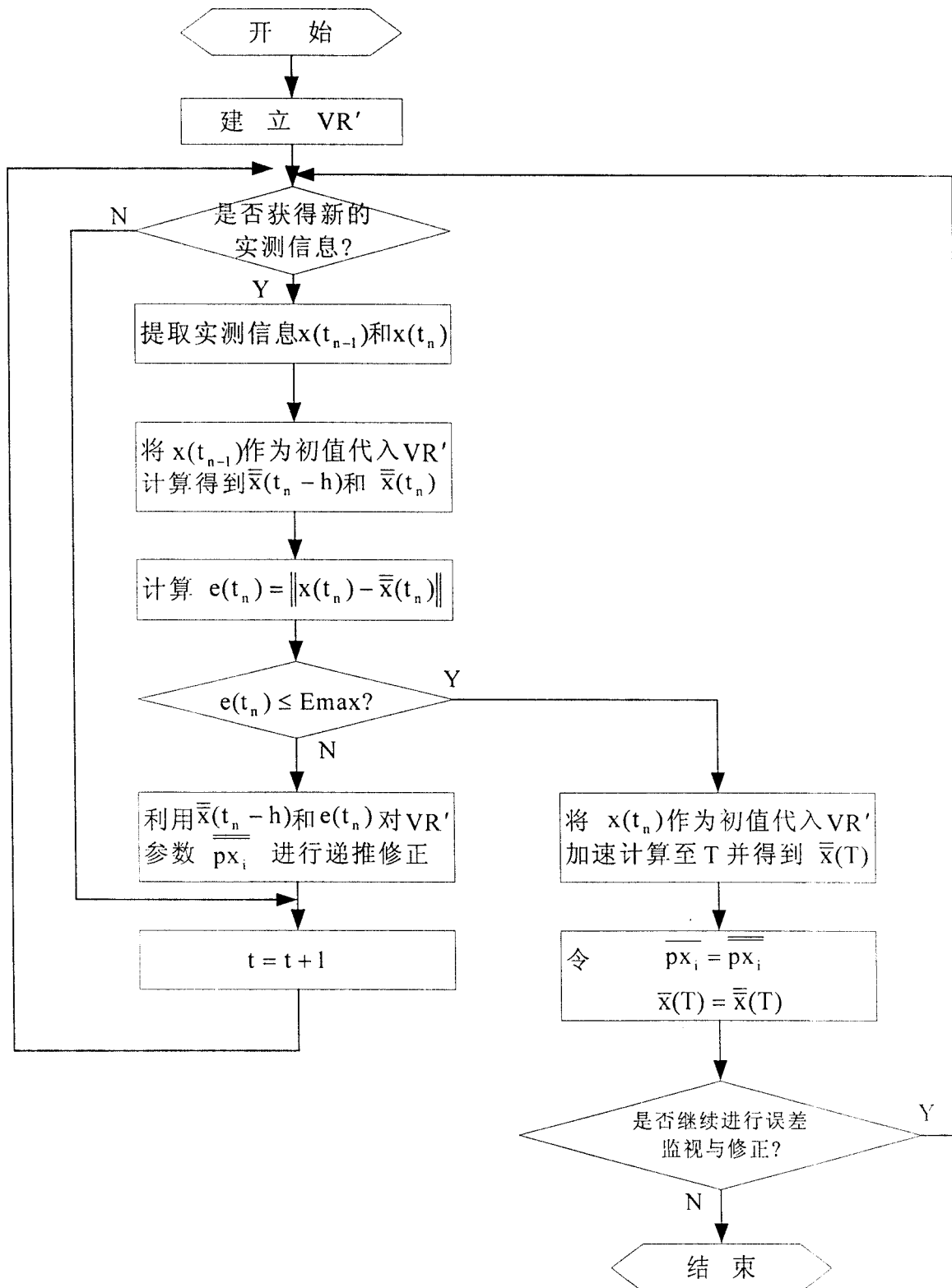


图 5

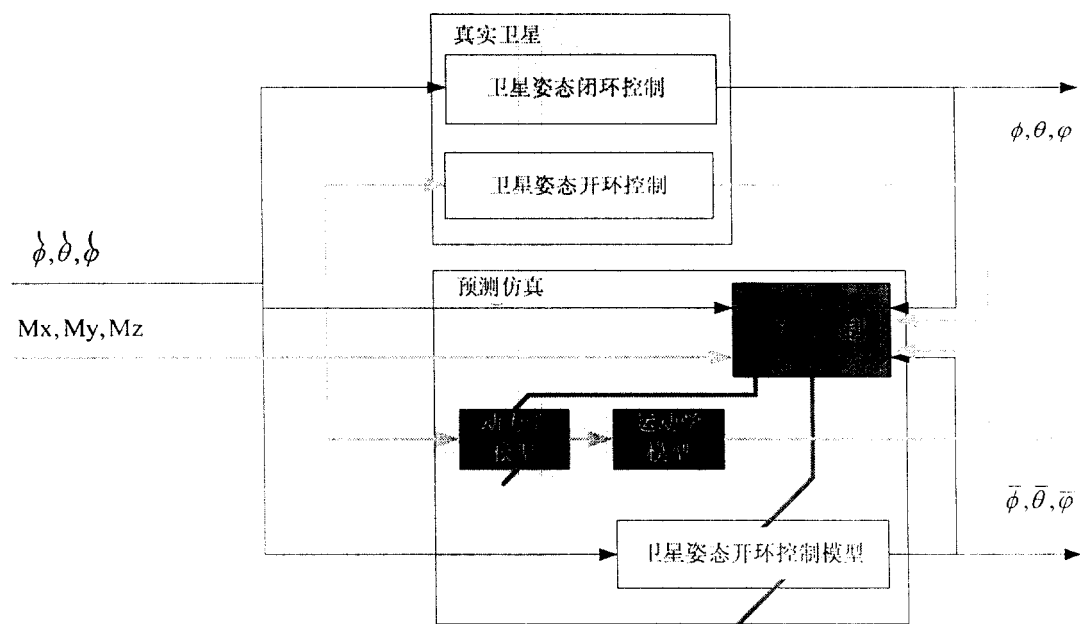


图 6