

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.
B64G 3/00 (2006.01)



[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200610091001.7

[45] 授权公告日 2008年8月6日

[11] 授权公告号 CN 100408433C

[22] 申请日 2006.7.7

[21] 申请号 200610091001.7

[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

US6138061A 2000.10.24

CN1393682A 2003.1.29

人造地球卫星轨道及位置的预报. 薛具奎. 西北师范大学学报, 第 30 卷第 4 期. 0199

卫星过顶与成像区域时间的快速预报算法研究. 张锦绣, 曹喜滨, 林晓辉. 哈尔滨工业大学学报, 第 38 卷第 4 期. 2006

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

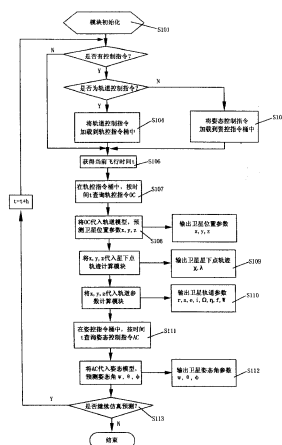
权利要求书 1 页 说明书 8 页 附图 3 页

[54] 发明名称

一种卫星飞行参数实时预测方法

[57] 摘要

本发明提出了一种卫星飞行参数实时预测方法, 通过这种方法, 可以接收地面对卫星的操作指令, 并及时对其进行响应, 最终达到实时、全程、准确地反映卫星飞行状态的控制目的。此外, 还可以通过该发明软件离线应用, 对飞行计划等任务进行离线仿真, 定性地给出相应的结论, 并且还可以离线训练操作员, 提高操作员的操作技巧和操作精度, 从而提高了训练的经济性和有效性。



- 1、一种卫星飞行参数实时预测方法，包括：
 - (A) 对相应的变量进行初始化；
 - (B) 将控制指令加入相应的指令桶中；
 - (C) 获得当前飞行时间 t ；
 - (D) 依据飞行时间 t 在轨道指令桶中查询轨控指令 OC ；以及
 - (E) 将查询到的指令输入到在轨系统仿真模块的卫星轨道模型中进行实时仿真，预测卫星位置参数 x, y, z 并输出。
- 2、根据权利要求 1 一种卫星飞行参数实时预测方法，进一步包括步骤：
 - (F) 将计算出的 x, y, z 代入星下点轨迹计算模块中，计算出卫星的实时经/纬度并输出。
- 3、根据权利要求 2 一种卫星飞行参数实时预测方法，进一步包括步骤：
 - (G) 将计算出的 x, y, z 代入卫星轨道参数计算模块中，计算出卫星的轨道参数并输出。
- 4、根据权利要求 3 一种卫星飞行参数实时预测方法，进一步包括步骤：
 - (H) 按当前飞行时间 t ，在卫星姿态指令桶中查询姿态控制指令 AC ；以及
 - (I) 将查询到的指令输入到在轨系统仿真模块的卫星姿态模型中，预测姿态角。
- 5、根据权利要求 1 一种卫星飞行参数实时预测方法，其中在步骤 (B) 中，
 - 若控制指令为轨道控制指令，则将轨道控制指令加载到轨控指令桶中；并且
 - 若控制指令为姿态控制指令，则将姿态控制指令加载到姿控指令桶中。

一种卫星飞行参数实时预测方法

技术领域

本发明涉及卫星控制领域，更具体的说，涉及一种卫星飞行参数实时预测方法。

背景技术

卫星的控制存在着大时延、有限测控弧段、实测信息缺损等问题。大时延问题是指由于空间跨度大而实测信息获取不及时，造成了信息传输大时延，一般达到4—10秒，这样大的通信时延破坏了系统的透明度，甚至导致控制不稳定；有限测控弧段是指卫星一般不是全球测控的，因此无法全程监视卫星的飞行状态，影响下一步的决策与操作；实测信息的缺损是指信息在传输过程中，难免产生信息包的丢失、坏损等问题，导致无法正确监视卫星状态。

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飞行参数实时预测方法。

在本发明的一方面中，卫星飞行参数实时预测方法包括：(A)对相应的变量进行初始化；(B)将控制指令加入相应的指令桶中；(C)获得当前飞行时间 t ；(D)依据飞行时间 t 在轨道指令桶中查询轨控指令 OC ；(E)将查询到的指令输入到在轨系统仿真模块的卫星轨道模型中进行实时仿真，预测卫星位置参数 x, y, z 并输出。

根据这个方面，进一步包括步骤：(F)将计算出的 x, y, z 代入星下点轨迹计算模块中，计算出卫星的实时经/纬度并输出。

根据这个方面，进一步包括步骤：(G)将计算出的 x, y, z 代入卫星轨道参数计算模块中，计算出卫星的轨道参数并输出。

根据这个方面，进一步包括步骤：(H)按当前飞行时间 t ，在卫星姿态指令桶中查询姿态控制指令 AC ；以及(I)将查询到的指令输入到在轨系统仿真模块的卫星姿态模型中，预测姿态角。

根据这个方面，其中在步骤(B)中，若控制指令为轨道控制指令，则将轨道控制指令加载到轨控指令桶中；并且如果若控制指令为姿态控

制指令，则将姿态控制指令加载到姿控指令桶中。

通过这种卫星飞行参数实时预测技术，可以接收地面对卫星的操作指令，并及时对其进行响应，最终达到实时、全程、准确地反映卫星飞行状态的控制目的。此外，还可以通过该发明软件离线应用，对飞行计划等任务进行离线仿真，定性地给出相应的结论，并且还可以离线训练操作员，提高操作员的操作技巧和操作精度，从而提高了训练的经济性和有效性。

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人应用实例；以及

图 2 给出了根据本发明的卫星飞行参数实时预测方法的流程图；

图 3 给出了预测卫星位置参数的流程图；

图 4 给出了卫星姿态开环控制模型图；

图 5 给出了卫星姿态闭环控制模型图。

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。在附图中，相同的附图标记表示相同或者相似的部分，即使它们是在不同附图中进行描述的。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。

下面以空间飞行机器人为应用实例来阐述本发明。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

```

下面结合图 2，对根据本发明的卫星飞行参数实时预测方法的流程图进行详细的说明。

首先读入 **Parameter_Table.txt**，并对相应的变量进行初始化（步骤 S101）。如果未接收到控制指令，则将姿态控制指令加载到姿控指令桶中（步骤 S102）。如果接收到控制指令，则将轨道控制指令加入相应的指令缓存堆栈中（步骤 S104）。其中控制指令包括卫星的轨道控制指令、卫星的姿态控制指令以及机械臂控制指令，各自的格式如下：

控制指令格式：

| 指令种类 | 指令标识 | 起始时间 | 结束时间 | 指令值 |
|------|-------|------|------|--|
| 轨道指令 | F（推力） | tB | tE | F _x , F _y , F _z |
| | M（力矩） | tB | tE | M _x , M _y , M _z |

| 姿态指令 | E (期望值) | tB | tE | ψ, θ, φ |
|------|---------|----|----|-------------------------|
| 机械臂 | 略 | | | |

此后，获得系统的飞行时间（步骤 S106），并依据飞行时间 t 在轨道指令堆栈中查询 OC 指令（S107），然后将查询到的指令输入到在轨系统仿真模块的卫星轨道模型中进行实时仿真，预测卫星位置参数 x, y, z 并输出（步骤 S108），具体处理过程如图 3 所示，其中：

输入：(F_x, F_y, F_z)为施加在卫星上的轨道推力

输出：(x, y, z)为根据卫星轨道模型计算出来的卫星下一时刻的位置坐标。

$$\text{轨道模型为: } \begin{cases} \ddot{x} = -\frac{\mu}{r^3}x + \frac{3}{2}J_2\mu R_E^2 \frac{x}{r^5} [5(\frac{z}{r})^2 - 1] + \frac{1}{m}F_x \\ \ddot{y} = -\frac{\mu}{r^3}y + \frac{3}{2}J_2\mu R_E^2 \frac{y}{r^5} [5(\frac{z}{r})^2 - 1] + \frac{1}{m}F_y \\ \ddot{z} = -\frac{\mu}{r^3}z + \frac{3}{2}J_2\mu R_E^2 \frac{z}{r^5} [5(\frac{z}{r})^2 - 3] + \frac{1}{m}F_z \end{cases}$$

利用二阶差分近似得到下式：

$$x(t_n) = x(t_{n-1}) + (t_n - t_{n-1}) \frac{x(t_{n-1}) - x(t_{n-2})}{t_{n-1} - t_{n-2}} - (t_n - t_{n-1})^2 \mu \frac{x(t_{n-1})}{r^3(t_{n-1})} \\ + (t_n - t_{n-1})^2 \frac{3}{2} J_2 \mu R_E^2 \frac{x(t_{n-1})}{r^5(t_{n-1})} \left\{ 5 \left[\frac{z(t_{n-1})}{r(t_{n-1})} \right]^2 - 1 \right\} + (t_n - t_{n-1})^2 \frac{F_x(t_n)}{m}$$

$$y(t_n) = y(t_{n-1}) + (t_n - t_{n-1}) \frac{y(t_{n-1}) - y(t_{n-2})}{t_{n-1} - t_{n-2}} - (t_n - t_{n-1})^2 \mu \frac{y(t_{n-1})}{r^3(t_{n-1})} \\ + (t_n - t_{n-1})^2 \frac{3}{2} J_2 \mu R_E^2 \frac{y(t_{n-1})}{r^5(t_{n-1})} \left\{ 5 \left[\frac{z(t_{n-1})}{r(t_{n-1})} \right]^2 - 1 \right\} + (t_n - t_{n-1})^2 \frac{F_y(t_n)}{m}$$

$$z(t_n) = z(t_{n-1}) + (t_n - t_{n-1}) \frac{z(t_{n-1}) - z(t_{n-2})}{t_{n-1} - t_{n-2}} - (t_n - t_{n-1})^2 \mu \frac{z(t_{n-1})}{r^3(t_{n-1})} \\ + (t_n - t_{n-1})^2 \frac{3}{2} J_2 \mu R_E^2 \frac{z(t_{n-1})}{r^5(t_{n-1})} \left\{ 5 \left[\frac{z(t_{n-1})}{r(t_{n-1})} \right]^2 - 3 \right\} + (t_n - t_{n-1})^2 \frac{F_z(t_n)}{m}$$

其中：(x, y, z)为卫星在地心赤道惯性坐标系中的坐标

(F_x, F_y, F_z)为卫星的轨道推力在地心赤道惯性坐标系中的分量

r 为卫星地心距

m 为卫星质量

μ 为地球引力常数

J_2 为地球二阶引力带状协常数

R_E 为地球赤道半径

此后将 x, y, z 代入星下点轨迹计算模块中, 计算出卫星的实时经/纬度 χ/λ 并输出 (步骤 S109); 然后将 x, y, z 代入卫星轨道参数计算模块中, 计算出卫星的轨道参数 $r, a, e, i, \Omega, \eta, \omega$ 并输出 (步骤 S110)。

此后按当前飞行时间 t , 在卫星姿态指令堆栈中查询指令 (步骤 S111), 然后将查询到的指令输入到在轨系统仿真模块的卫星姿态模型中进行实时仿真, 具体如下:

卫星姿态模型:

卫星姿态模型又分为两类: 卫星姿态开环控制模型和卫星姿态闭环控制模型。其中开环控制模型是通过施加力矩直接调节卫星姿态; 而闭环控制模型是通过反馈控制使卫星达到期望姿态角。因此, 在姿态仿真计算时先确认姿态指令的种类, 当姿态指令为力矩指令时, 调用姿态开环控制模型, 如图 4 所示, 其中:

输入: $\begin{cases} M_x \\ M_y \\ M_z \end{cases}$ 为控制力矩 (控制量)。

输出: $\begin{cases} \phi \\ \theta \\ \varphi \end{cases}$ 为卫星实际输出的姿态角。

动力学模型:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{1}{I_x} [M_x - (I_z - I_y)\omega_y\omega_z] \\ \dot{\omega}_y = \frac{1}{I_y} [M_y - (I_x - I_z)\omega_x\omega_z] \\ \dot{\omega}_z = \frac{1}{I_z} [M_z - (I_y - I_x)\omega_x\omega_y] \end{cases}$$

离散化得:

$$\begin{cases} \omega_x(t_n) = \omega_x(t_{n-1}) + (t_n - t_{n-1}) \frac{[-(I_z - I_y)]}{I_x} \omega_y(t_{n-1})\omega_z(t_{n-1}) + (t_n - t_{n-1}) \frac{1}{I_x} M_x(t_n) \\ \omega_y(t_n) = \omega_y(t_{n-1}) + (t_n - t_{n-1}) \frac{[-(I_x - I_z)]}{I_y} \omega_x(t_{n-1})\omega_z(t_{n-1}) + (t_n - t_{n-1}) \frac{1}{I_y} M_y(t_n) \\ \omega_z(t_n) = \omega_z(t_{n-1}) + (t_n - t_{n-1}) \frac{[-(I_y - I_x)]}{I_z} \omega_x(t_{n-1})\omega_y(t_{n-1}) + (t_n - t_{n-1}) \frac{1}{I_z} M_z(t_n) \end{cases}$$

运动学模型:

$$\begin{aligned} \phi(t) &= \phi(t-1) + \frac{h}{\cos\theta(t-1)} [\omega_y(t-1) \sin\phi(t-1) + \omega_z(t-1) \cos\phi(t-1) \\ &\quad + W_0 \sin\phi(t-1) \sin\theta(t-1)] \\ \theta(t) &= \theta(t-1) + h[\omega_y(t-1) \cos\phi(t-1) - \omega_z(t-1) \sin\phi(t-1) + W_0 \cos\phi(t-1)] \\ \varphi(t) &= \varphi(t-1) + h[\omega_x(t-1) + W_0 \sin\phi(t-1) \cos\theta(t-1) + \tan\theta(t-1)[\omega_y(t-1) \sin\phi(t-1) \\ &\quad + \omega_z(t-1) \cos\phi(t-1) + W_0 \sin\phi(t-1) \sin\theta(t-1)]] \end{aligned}$$

其中: (ϕ, θ, φ) 为卫星的三个姿态角 (偏航角、俯仰角、横滚角)

$(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ 为卫星转动角速度在轨道坐标系下的三个分量

(M_x, M_y, M_z) 为施加在卫星上的力矩在主惯性轴上的三个分量 (控制量)

(I_x, I_y, I_z) 为卫星的转动惯量

W_0 为卫星的轨道角速度

当指令为期望值指令时, 调用闭环控制模型, 如图 5 所示, 其中,

输入: $\begin{cases} \bar{\phi} \\ \bar{\theta} \\ \bar{\varphi} \end{cases}$ 为卫星期望的姿态角 (控制量)。

输出: $\begin{cases} \phi \\ \theta \\ \varphi \end{cases}$ 为卫星实际输出的姿态角。

采用一阶控制模型近似为: $\begin{cases} \frac{\phi}{\bar{\phi}} = \frac{1}{A_\phi S + a_\phi} \\ \frac{\theta}{\bar{\theta}} = \frac{1}{A_\theta S + a_\theta} \\ \frac{\varphi}{\bar{\varphi}} = \frac{1}{A_\varphi S + a_\varphi} \end{cases},$

对其进行一阶差分得

$$\begin{cases} \phi(t_n) = \phi(t_{n-1}) - (t_n - t_{n-1}) \frac{a_\phi}{A_\phi} \phi(t_{n-1}) + \frac{(t_n - t_{n-1})}{A_\phi} \ddot{\phi}(t_n) \\ \theta(t_n) = \theta(t_{n-1}) - (t_n - t_{n-1}) \frac{a_\theta}{A_\theta} \theta(t_{n-1}) + \frac{(t_n - t_{n-1})}{A_\theta} \ddot{\theta}(t_n) \\ \varphi(t_n) = \varphi(t_{n-1}) - (t_n - t_{n-1}) \frac{a_\varphi}{A_\varphi} \varphi(t_{n-1}) + \frac{(t_n - t_{n-1})}{A_\varphi} \ddot{\varphi}(t_n) \end{cases}$$

其中： $A_\phi, a_\phi, A_\theta, a_\theta, A_\varphi, a_\varphi$ 为控制模型参数

由此计算得到卫星的飞行姿态参数 ψ, θ, φ 并输出（步骤 S112）。经过在轨系统的实时仿真计算得到 t 时刻的卫星飞行状态参数：

| 变量名称 | 含义 | 变量类型 |
|--------------------|--------------------------|-----------|
| m_dMSCentDATAAt | 卫星瞬时质心的地心距 | double |
| m_dMSOrbiInclAngle | 卫星轨道倾角 | double |
| m_dMSAsceNode | 卫星轨道升交点赤经 | double |
| m_dMSArguPeri | 卫星轨道近地点幅角 | double |
| m_dMSTrueAnom | 卫星轨道真近点角 | double |
| m_dMSOrbiSemiAxis | 卫星的轨道半长轴 | double |
| m_dMSOrbiEcce | 卫星的轨道偏心率 | double |
| m_dMSLongitude | 卫星的经度 | double |
| m_dMSLatitude | 卫星的纬度 | double |
| m_dMSOrbiAnguVelo | 卫星轨道的角速度 | double[3] |
| m_dMSPosOCS | 卫星瞬时位置(在地心赤道惯性坐标系 OCS 中) | double[3] |
| m_dMSVeloOCS | 卫星瞬时速度(在地心赤道惯性坐标系 OCS 中) | double[3] |
| m_dMSAnguVeloBCS | 卫星转动角速度(本体坐标系 BCS) | double[3] |
| m_dMSAttAngleCCS | 卫星姿态角, 偏航角、俯仰角和横滚角 | double[3] |

然后判断仿真是否结束（步骤 S113），若结束仿真则退出系统；否则另 $t=t+h$ ，循环仿真，直到仿真结束。

该系统已成功地嵌入到空间机器人操作系统当中，达到实时预测卫星飞行参数的目的。

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。

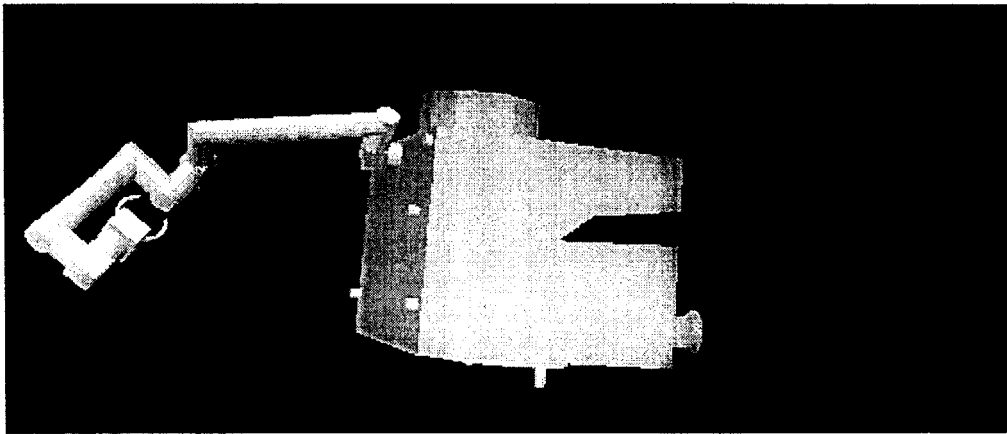


图 1

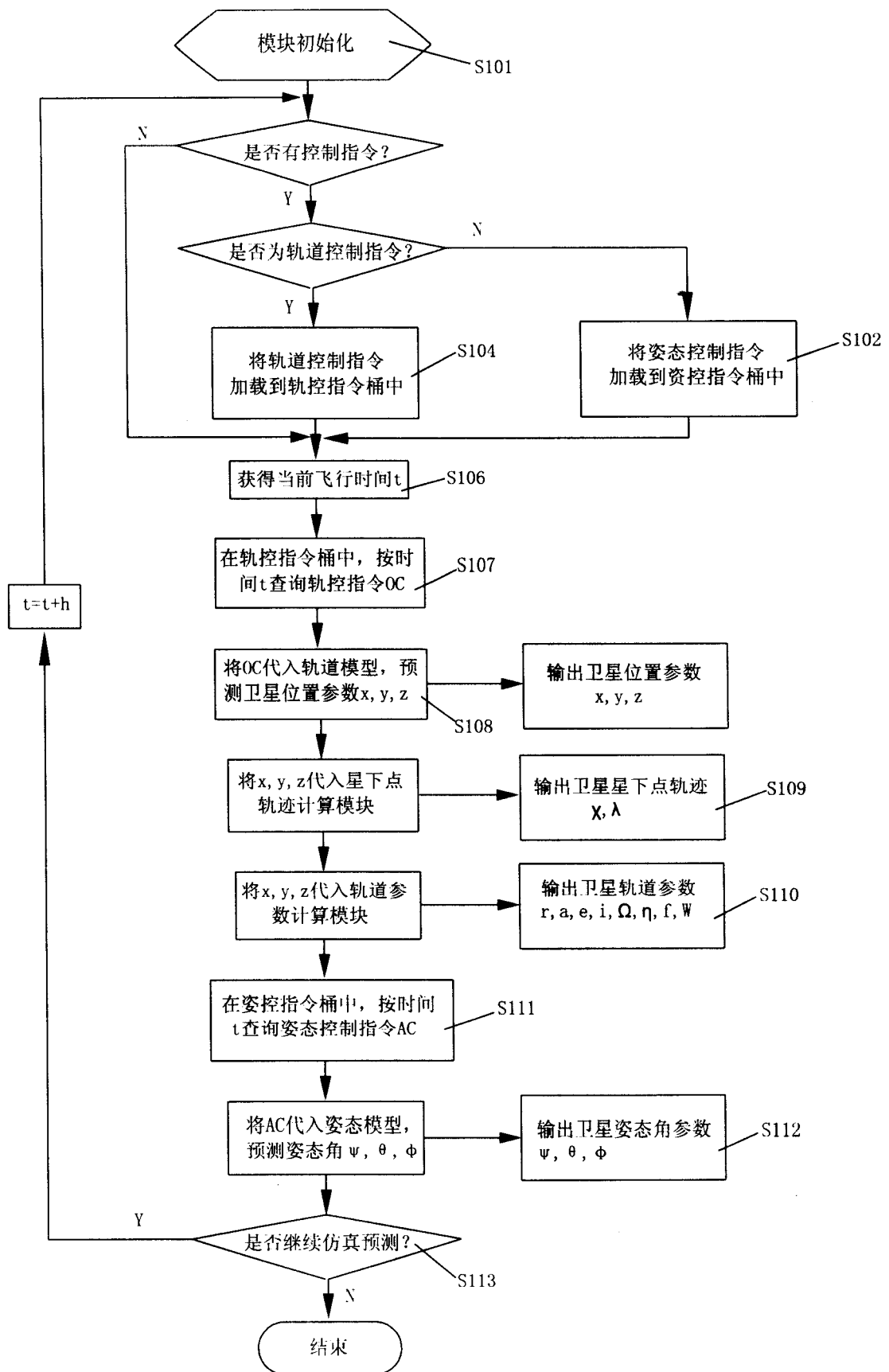


图2

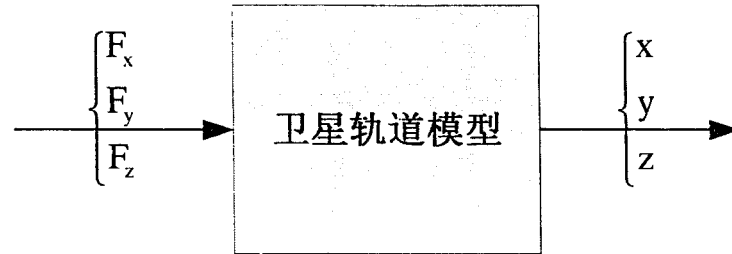


图 3

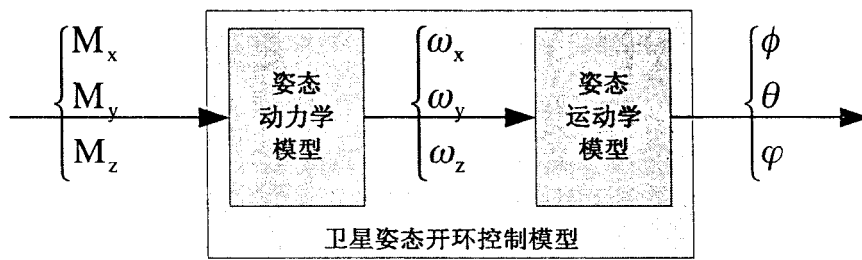


图 4

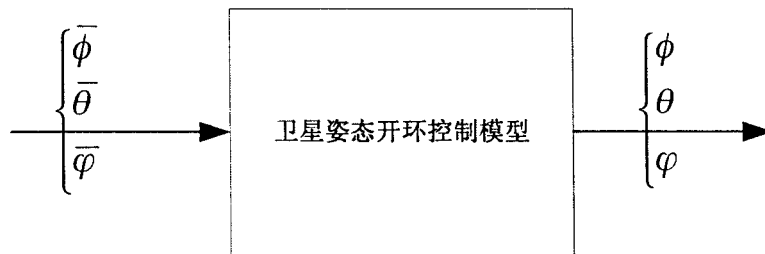


图 5