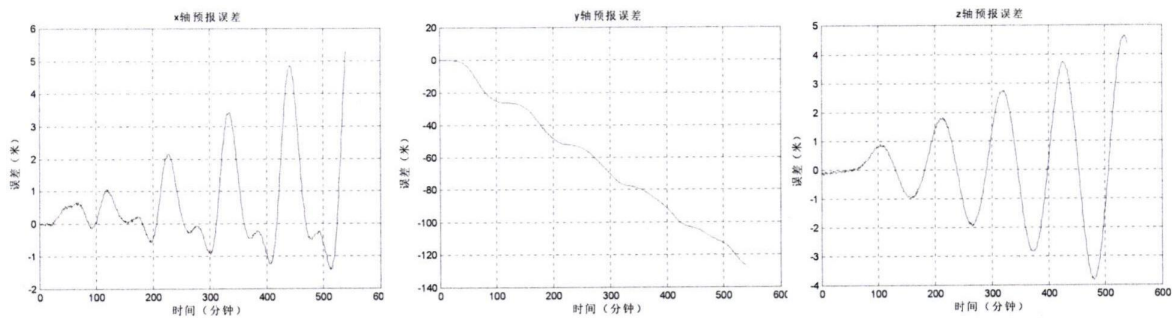


[0001] 本发明属于航天器动力学与控制技术领域,公开了一种多点测量数据拟合参数的空间飞行器相对轨迹预报方法。该方法通过将传统基于动力学规律C\_W方程转换为关于十二个常系数和正选、余弦的齐次方程组,并将齐次方程组进行行列式变换,构造最小二乘拟合方程,利用多点测量数据的积累,求解十二个常系数,再利用求解所得的十二个常系数作为方程系数,按照时间进行相对轨迹预报。采用上述方法,能够显著克服运动模型误差和测量初值误差对相对轨迹预报的影响,提高空间飞行器相对轨迹预报精度。



1.一种多点测量数据拟合参数的空间飞行器相对轨迹预报方法,其特征在于,包括以下步骤:

首先利用C\_W方程构造齐次方程组,如下:

$$\begin{aligned} x(t) &= a_1 \cos(\omega t) + b_1 \sin(\omega t) + c_1 + d_1 \\ y(t) &= a_2 \cos(\omega t) + b_2 \sin(\omega t) + c_2 t + d_2 \\ z(t) &= a_3 \cos(\omega t) + b_3 \sin(\omega t) + c_3 + d_3 \end{aligned} \quad (1)$$

上式中,  $\omega$  为飞行器运动角速率,  $t$  为飞行器运动时间,  $x(t)$ 、 $y(t)$ 、 $z(t)$  为相对坐标系下的位置,  $a_1$ 、 $b_1$ 、 $c_1$ 、 $d_1$ 、 $a_2$ 、 $b_2$ 、 $c_2$ 、 $d_2$ 、 $a_3$ 、 $b_3$ 、 $c_3$ 、 $d_3$  为待求解系数,其中  $d_1=0$ 、 $d_3=0$ ;

对式(1)进行整理,得:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \dots \\ x_i \end{bmatrix}_{i \times 1} = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4} \cdot \begin{bmatrix} a_1 \\ b_1 \\ c_1 \\ d_1 \end{bmatrix}_{4 \times 1} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \dots \\ y_i \end{bmatrix}_{i \times 1} = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & t & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & t & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & t & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4} \cdot \begin{bmatrix} a_2 \\ b_2 \\ c_2 \\ d_2 \end{bmatrix}_{4 \times 1} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \dots \\ z_i \end{bmatrix}_{i \times 1} = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4} \cdot \begin{bmatrix} a_3 \\ b_3 \\ c_3 \\ d_3 \end{bmatrix}_{4 \times 1} \quad (4)$$

然后采用最小二乘方法拟合求解系数,构造矩阵:

$$Z = A(t) \times H + \varepsilon \quad (5)$$

上式中,对应(2)式,则:

$$H \text{ 即为构造的系数矩阵, } H = \begin{bmatrix} a_1 \\ b_1 \\ c_1 \\ d_1 \end{bmatrix}_{4 \times 1}$$

$A(t)$  为时间  $t$  对应的参数矩阵,

$$A(t) = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4}$$

Z为飞行器在相对坐标系下的 $t_i$ 时刻对应的x方向实际相对测量值,  $\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \dots \\ x_i \end{bmatrix}_{i \times 1}$

上式中,对应(3)式,则:

H即为构造的系数矩阵,  $\mathbf{H} = \begin{bmatrix} a_2 \\ b_2 \\ c_2 \\ d_2 \end{bmatrix}_{4 \times 1}$

A(t)为时间t对应的参数矩阵,

$$\mathbf{A}(t) = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & t & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & t & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & t & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4}$$

Z为飞行器在相对坐标系下的 $t_i$ 时刻对应的y方向实际相对测量值,  $\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \dots \\ y_i \end{bmatrix}_{i \times 1}$

上式中,对应(4)式,则:

H矩阵即为构造的系数矩阵,  $\mathbf{H} = \begin{bmatrix} a_3 \\ b_3 \\ c_3 \\ d_3 \end{bmatrix}_{4 \times 1}$

A(t)为时间t对应的参数矩阵,

$$\mathbf{A}(t) = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4}$$

Z为飞行器在相对坐标系下的 $t_i$ 时刻对应的z方向实际相对测量值,  $\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \dots \\ z_i \end{bmatrix}_{i \times 1}$

按照最小二乘原理,可求解系数矩阵为:

$$\mathbf{H} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{Z}$$

利用求解所得的系数矩阵H作为式(1)的系数,按照时间进行相对轨迹预报。

## 多点测量数据拟合参数的空间飞行器相对轨迹预报方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于航天器动力学与控制技术领域,涉及一种空间飞行器相对运动轨迹预报方法。

### 背景技术

[0002] 空间飞行器相对运动方程(Clohessy-Wiltshire方程,简称C\_W方程)是描述飞行器间相互运动的一组微分方程,在飞行器轨道为圆轨道且飞行器间距离远小于轨道半径的假设下具有解析解。由于该方程是一组简化方程,能够简单、快捷地描述飞行器间的相对运动,是当前描述航天器间相对运动关系的经典方程。但在实际应用中,由于C\_W方程模型简单,存在两个不足:一是预报精度较低,不适用于长时间预报;二是方程容易受到测量初值误差的影响,导致预报误差较大。

### 发明内容

[0003] 本发明针对C\_W方程模型预报精度不足,提出了一种多点测量数据拟合参数的空间飞行器相对轨迹预报方法。

[0004] 本发明所述的一种多点测量数据拟合参数的空间飞行器相对轨迹预报方法,包括以下步骤:

[0005] 首先利用C\_W方程构造齐次方程组,如下:

[0006]  $x(t) = a_1 \cos(\omega t) + b_1 \sin(\omega t) + c_1 + d_1$

[0007]  $y(t) = a_2 \cos(\omega t) + b_2 \sin(\omega t) + c_2 t + d_2$  (1)

[0008]  $z(t) = a_3 \cos(\omega t) + b_3 \sin(\omega t) + c_3 + d_3$

[0009] 上式中,  $\omega$  为飞行器运动角速率,  $t$  为飞行器运动时间,  $x(t)$ 、 $y(t)$ 、 $z(t)$  为相对坐标系下的位置,  $a_1$ 、 $b_1$ 、 $c_1$ 、 $d_1$ 、 $a_2$ 、 $b_2$ 、 $c_2$ 、 $d_2$ 、 $a_3$ 、 $b_3$ 、 $c_3$ 、 $d_3$  为待求解系数,其中  $d_1=0$ 、 $d_3=0$ ;

[0010] 对式(1)进行整理,得:

$$[0011] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \dots \\ x_i \end{bmatrix}_{i \times 1} = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4} \cdot \begin{bmatrix} a_1 \\ b_1 \\ c_1 \\ d_1 \end{bmatrix}_{4 \times 1} \quad (2)$$

$$[0012] \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \dots \\ y_i \end{bmatrix}_{i \times 1} = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & t & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & t & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & t & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4} \cdot \begin{bmatrix} a_2 \\ b_2 \\ c_2 \\ d_2 \end{bmatrix}_{4 \times 1} \quad (3)$$

$$[0013] \quad \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \dots \\ z_i \end{bmatrix}_{i \times 1} = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4} \cdot \begin{bmatrix} a_3 \\ b_3 \\ c_3 \\ d_3 \end{bmatrix}_{4 \times 1} \quad (4)$$

[0014] 然后采用最小二乘方法拟合求解系数,构造矩阵:

$$[0015] \quad Z = A(t) \times H + \varepsilon \quad (5)$$

[0016] 上式中,对应(2)式,则:

$$[0017] \quad H \text{即为构造的系数矩阵, } \mathbf{H} = \begin{bmatrix} a_1 \\ b_1 \\ c_1 \\ d_1 \end{bmatrix}_{4 \times 1}$$

[0018]  $A(t)$ 为时间 $t$ 对应的参数矩阵,

$$[0019] \quad \mathbf{A}(t) = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4}$$

$$[0020] \quad Z \text{为飞行器在相对坐标系下的} t_i \text{时刻对应的} x \text{方向实际相对测量值, } \mathbf{Z} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \dots \\ x_i \end{bmatrix}_{i \times 1}$$

[0021] 上式中,对应(3)式,则:

$$[0022] \quad H \text{即为构造的系数矩阵, } \mathbf{H} = \begin{bmatrix} a_2 \\ b_2 \\ c_2 \\ d_2 \end{bmatrix}_{4 \times 1}$$

[0023]  $A(t)$ 为时间 $t$ 对应的参数矩阵,

$$[0024] \quad \mathbf{A}(t) = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & t & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & t & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & t & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4}$$

$$[0025] \quad Z \text{为飞行器在相对坐标系下的} t_i \text{时刻对应的} y \text{方向实际相对测量值, } \mathbf{Z} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \dots \\ y_i \end{bmatrix}_{i \times 1}$$

[0026] 上式中,对应(4)式,则:

[0027] H矩阵即为构造的系数矩阵,  $\mathbf{H} = \begin{bmatrix} a_3 \\ b_3 \\ c_3 \\ d_3 \end{bmatrix}_{4 \times 1}$

[0028] A(t)为时间t对应的参数矩阵,

[0029]  $\mathbf{A}(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4}$

[0030] Z为飞行器在相对坐标系下的 $t_i$ 时刻对应的z方向实际相对测量值,  $\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \dots \\ z_i \end{bmatrix}_{i \times 1}$

[0031] 按照最小二乘原理,可求解系数矩阵为:

[0032]  $\mathbf{H} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{Z}$

[0033] 利用求解所得的系数矩阵H作为式(1)的系数,按照时间进行相对轨迹预报。

[0034] 本发明通过对C\_W方程进行变换和参数更换,将传统根据初始运动状态预报相对运动的模式,转变为通过积累多点测量数据求解系数的方式,从而克服了C\_W方程预报精度低的问题,并显著改善了由于其测量误差较大导致的模型快速发散问题,极大提高了空间飞行器相对轨迹预报精度。

## 附图说明

[0035] 图1空间飞行器相对轨迹预报坐标系定义(RTN坐标系);

[0036] 图2a基于C\_W方程的空间飞行器相对轨迹真实值与预报结果;

[0037] 图2b基于C\_W方程的的空间飞行器相对轨迹预报误差图;

[0038] 图3a采用多点测量数据拟合参数的空间飞行器相对轨迹真实值与预报结果;

[0039] 图3b采用多点测量数据拟合参数的空间飞行器相对轨迹预报误差图。

## 具体实施方式

[0040] 相对轨迹在相对坐标系下描述,坐标系定义如图1所示。其中,坐标原点在追踪飞行器质心,地心与追踪飞行器质心连线方向定义为x方向,追踪飞行器轨道面法线方向( $\mathbf{R} \times \mathbf{V}$ 方向)定义为z方向,右手定理确定y方向。

[0041] 本实施例所述多点测量数据拟合参数的空间飞行器相对轨迹预报方法,通过将经典C\_W方程初始运动状态变换为常数,并展开为常数为系数的三角函数方程,对变换完成的三角函数方程重新构造,成为关于十二个常系数和正选、余弦的齐次方程组;然后将齐次方程组进行行列式变换,构造了最小二乘拟合方程,利用多点测量数据的积累,求解十二个常系数,利用求解所得的十二个常系数作为方程系数,按照时间进行相对轨迹预报。具体过程

如下：

[0042] (1)C\_W方程的变换

[0043] 在忽略主动控制和摄动影响、轨道为圆轨道且星间距离远小于轨道半径的假设下,将C\_W方程简化为常系数的线性微分方程组,解析解为：

$$\begin{aligned} x(t) &= \frac{\dot{x}_0}{\omega} \sin(\omega t) - \left( 3x_0 + \frac{2\dot{y}_0}{\omega} \right) \cos(\omega t) + \left( 4x_0 + \frac{2\dot{y}_0}{\omega} \right) \\ y(t) &= \left( 6x_0 + \frac{4\dot{y}_0}{\omega} \right) \sin(\omega t) + \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \cos(\omega t) - (6\omega x_0 + 3\dot{y}_0)t + \left( y_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \right) \\ z(t) &= z_0 \cos(\omega t) + \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t) \end{aligned} \quad (1)$$

[0044]

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \dot{x}_0 \cos(\omega t) + (3\omega x_0 + 2\dot{y}_0) \sin(\omega t) \\ \dot{y}(t) &= (6\omega x_0 + 4\dot{y}_0) \cos(\omega t) - 2\dot{x}_0 \sin(\omega t) - (6\omega x_0 + 3\dot{y}_0) \\ \dot{z}(t) &= -z_0 \omega \sin(\omega t) + \dot{z}_0 \cos(\omega t) \end{aligned}$$

[0045] 在上式中,  $(x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$  为初始位置、初始速度,  $\omega$  为飞行器运动角速率,  $t$  为飞行器运动时间,  $x(t)$ 、 $y(t)$ 、 $z(t)$  为相对坐标系下的位置；

[0046] 对上式进行变换处理,可知：

[0047]  $x(t) = A \cos(\omega t + \phi) + B$

[0048]  $y(t) = 2A \cos(\omega t + \phi) + C \quad (2)$

[0049]  $z(t) = D \cos(\omega t - \theta)$

[0050] 其

中

:

$$A = \sqrt{\left( 3x_0 + \frac{2\dot{y}_0}{\omega} \right)^2 + \left( \frac{\dot{x}_0}{\omega} \right)^2}, \quad B = 4x_0 + \frac{2\dot{y}_0}{\omega}, \quad C = \left( y_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \right) - \frac{3}{2} B \omega t, \quad D = \sqrt{\left( \frac{\dot{z}_0}{\omega} \right)^2 + z_0^2},$$

$$\phi = \arcsin \frac{\left( \frac{\dot{x}_0}{\omega} \right)}{A}, \quad \theta = \arccos \left( \frac{z_0}{D} \right)。$$

[0051] (2)构造参数方程

[0052] 对式(2)进行展开：

[0053]  $x(t) = A \cos(\omega t + \phi) + B = A \cos(\phi) \cos(\omega t) - A \sin(\phi) \sin(\omega t) + B$

[0054]  $y(t) = 2A \cos(\omega t + \phi) + C = 2A \cos(\phi) \cos(\omega t) - 2A \sin(\phi) \sin(\omega t) + C \quad (3)$

[0055]  $z(t) = D \cos(\omega t - \theta) = D \cos(\theta) \cos(\omega t) - D \sin(\theta) \sin(\omega t)$

[0056] 其中,  $\phi$ 、 $\theta$  为常数,  $C$  为时间  $t$  的1次函数,将(3)式可变换为：

[0057]  $x(t) = a_1 \cos(\omega t) + b_1 \sin(\omega t) + c_1 + d_1$

[0058]  $y(t) = a_2 \cos(\omega t) + b_2 \sin(\omega t) + c_2 t + d_2 \quad (4)$

[0059]  $z(t) = a_3 \cos(\omega t) + b_3 \sin(\omega t) + c_3 + d_3$

[0060] 上式中,  $a_1$ 、 $b_1$ 、 $c_1$ 、 $d_1$ 、 $a_2$ 、 $b_2$ 、 $c_2$ 、 $d_2$ 、 $a_3$ 、 $b_3$ 、 $c_3$ 、 $d_3$  为待求解系数,其中  $d_1=0$ 、 $d_3=0$ 。

[0061] (3)拟合求解参数

[0062] 对式(4)进行整理,得：



$$[0063] \quad \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \dots \\ x_i \end{bmatrix}_{i \times 1} = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4} \cdot \begin{bmatrix} a_1 \\ b_1 \\ c_1 \\ d_1 \end{bmatrix}_{4 \times 1} \quad (5)$$

$$[0064] \quad \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \dots \\ y_i \end{bmatrix}_{i \times 1} = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & t & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & t & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & t & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4} \cdot \begin{bmatrix} a_2 \\ b_2 \\ c_2 \\ d_2 \end{bmatrix}_{4 \times 1} \quad (6)$$

$$[0065] \quad \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \dots \\ z_i \end{bmatrix}_{i \times 1} = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4} \cdot \begin{bmatrix} a_3 \\ b_3 \\ c_3 \\ d_3 \end{bmatrix}_{4 \times 1} \quad (7)$$

[0066] 然后采用最小二乘方法拟合求解系数,构造矩阵:

$$[0067] \quad Z = A(t) \times H + \varepsilon \quad (8)$$

[0068] 上式中,对应(5)式,则:

$$[0069] \quad H \text{即为构造的系数矩阵, } H = \begin{bmatrix} a_1 \\ b_1 \\ c_1 \\ d_1 \end{bmatrix}_{4 \times 1}$$

[0070] A(t)为时间t对应的参数矩阵,

$$[0071] \quad A(t) = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4}$$

$$[0072] \quad Z \text{为飞行器在相对坐标系下的} t_i \text{时刻对应的} x \text{方向实际相对测量值, } Z = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \dots \\ x_i \end{bmatrix}_{i \times 1}$$

[0073] 上式中,对应(6)式,则:

$$[0074] \quad H \text{即为构造的系数矩阵, } H = \begin{bmatrix} a_2 \\ b_2 \\ c_2 \\ d_2 \end{bmatrix}_{4 \times 1}$$

[0075] A(t)为时间t对应的参数矩阵,

$$[0076] \quad \mathbf{A}(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & t & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & t & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & t & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4}$$

$$[0077] \quad Z \text{ 为飞行器在相对坐标系下的 } t_i \text{ 时刻对应的 } y \text{ 方向实际相对测量值, } \mathbf{Z} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \dots \\ y_i \end{bmatrix}_{i \times 1}$$

[0078] 上式中,对应(7)式,则:

$$[0079] \quad H \text{ 矩阵即为构造的系数矩阵, } \mathbf{H} = \begin{bmatrix} a_3 \\ b_3 \\ c_3 \\ d_3 \end{bmatrix}_{4 \times 1}$$

[0080]  $\mathbf{A}(t)$  为时间  $t$  对应的参数矩阵,

$$[0081] \quad \mathbf{A}(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} \cos(\omega \cdot t_1) & \sin(\omega \cdot t_1) & 1 & 1 \\ \cos(\omega \cdot t_2) & \sin(\omega \cdot t_2) & 1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos(\omega \cdot t_i) & \sin(\omega \cdot t_i) & 1 & 1 \end{bmatrix}_{i \times 4}$$

$$[0082] \quad Z \text{ 为飞行器在相对坐标系下的 } t_i \text{ 时刻对应的 } z \text{ 方向实际相对测量值, } \mathbf{Z} = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \dots \\ z_i \end{bmatrix}_{i \times 1}$$

[0083] 按照最小二乘原理,可求解系数矩阵为:

$$[0084] \quad \mathbf{H} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{Z}$$

[0085] (4) 基于参数拟合相对轨迹预报

[0086] 利用求解所得的系数矩阵  $\mathbf{H}$  作为式(4)的系数,按照时间进行相对轨迹预报。

[0087] 以下对采用传统 C\_W 方程和本实施例所述方法的相对轨迹预报结果进行对比:

[0088] 以轨道高度约 1100km 的圆轨道卫星为例(轨道根数  $a=7474305\text{m}$ ,  $e=0.00045$ ),采用传统 C\_W 方程进行相对轨迹预报时,以星间测量 1 组结果作为初值,预报精度为:1 个轨道周期  $x$  方向预报精度约为 100m,  $y$  方向预报精度约为 200m,  $z$  方向预报精度约为 4m。预报值与真值对比见图 2a 所示,预报精度见图 2b 所示。

[0089] 以轨道高度约 1100km 的圆轨道卫星为例(轨道根数  $a=7474305\text{m}$ ,  $e=0.00045$ ),采用本实施例所述方法进行相对轨迹预报时,以星间测量 600 组(10 分钟)结果进行参数拟合,预报精度为:1 个轨道周期  $x$  方向预报精度约为 1m,  $y$  方向预报精度约为 25m,  $z$  方向预报精度约为 5m。预报值与真值对比见图 3a 所示,预报精度见图 3b 所示。

[0090] 通过上述对比可知,采用本发明可大大提高空间飞行器相对轨迹预报精度。

[0091] 尽管上面对本发明说明性的具体实施方式进行了描述,以便于本技术领域的技术人员理解本发明,但应该清楚,本发明不限于具体实施方式的范围,对本技术领域的普通技术人员来讲,只要各种变化在所附的权利要求限定和确定的本发明的精神和范围内,这些变化是显而易见的,一切利用本发明构思的发明创造均在保护之列。

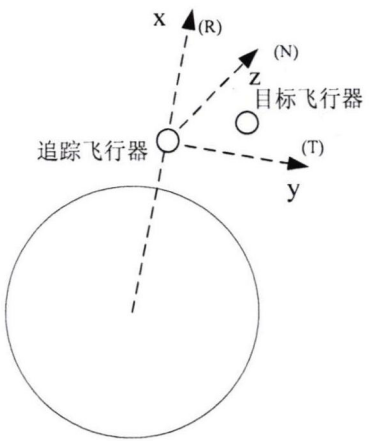


图1

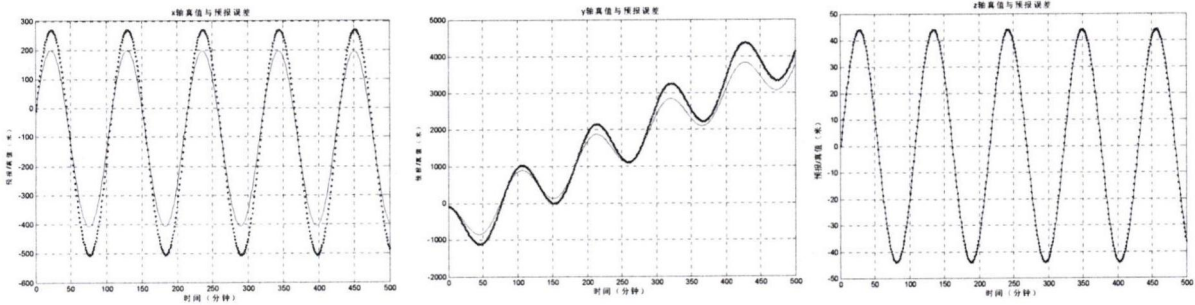


图2a

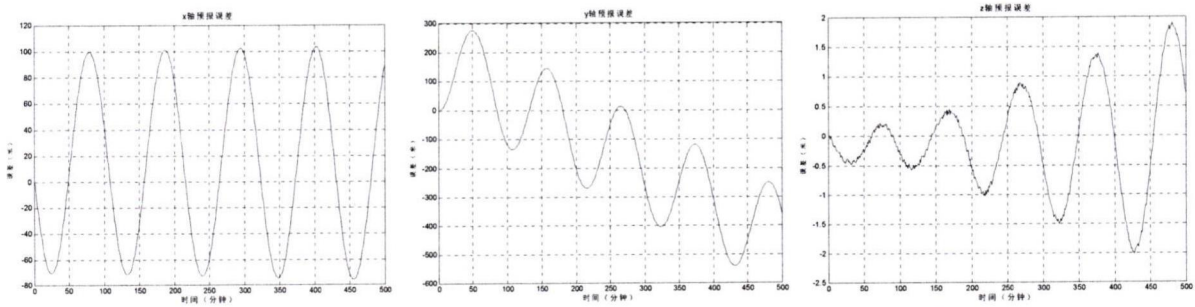


图2b

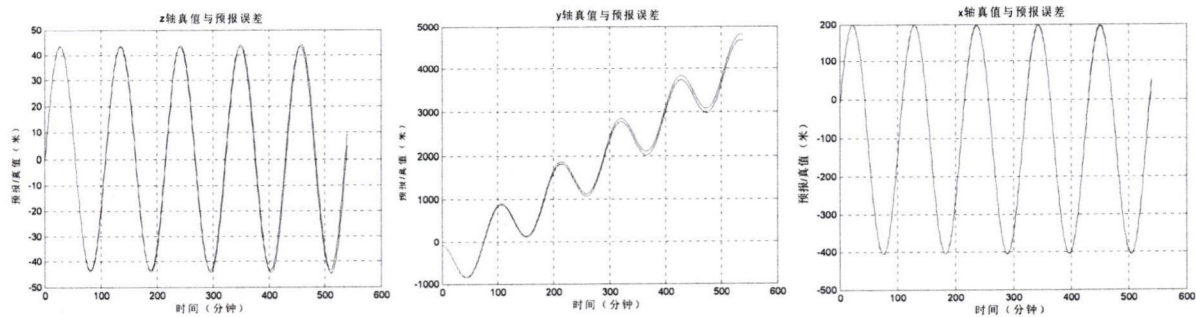


图3a

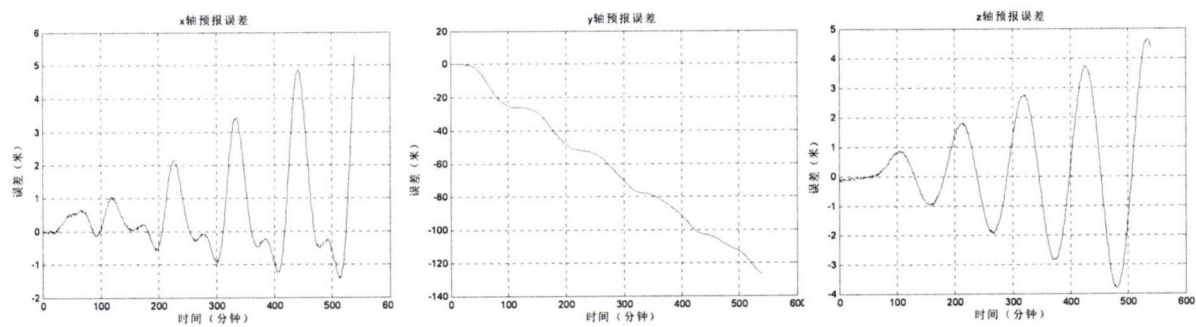


图3b