



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103076017 A

(43) 申请公布日 2013. 05. 01

(21) 申请号 201210592704. 3

(22) 申请日 2012. 12. 30

(71) 申请人 北京理工大学

地址 100081 北京市海淀区中关村南大街 5 号

(72) 发明人 崔平远 于正湜 朱圣英 高艾 徐瑞

(51) Int. Cl.

G01C 21/24 (2006. 01)

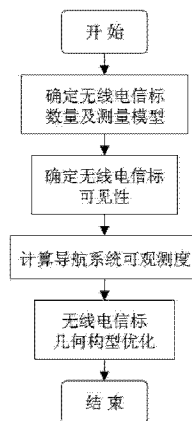
权利要求书3页 说明书6页 附图2页

(54) 发明名称

基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法

(57) 摘要

本发明涉及一种基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法,属于深空探测技术领域。具体为利用导航系统可观测度表征导航系统性能,结合基于无线电测量的火星进入段自主导航方案,对导航信标几何构型进行优化,实现火星进入段自主导航方案设计,保证导航性能的最优。本发明方法利用线性化方法计算可观测性矩阵,计算量小,运算速度快;利用可观测性矩阵条件数的倒数定义导航系统可观测度,对导航系统可观测性给出了定量的度量;实现导航系统可观测度最大,进一步提高了导航系统性能。



1. 基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法,其特征在於:包括如下步骤:

步骤 1:建立火星大气进入动力学模型;

在火星惯性坐标系下,考虑气动力、重力以及由於火星自转产生的哥氏力,探测器的 6 维状态矢量为 $x=[r, \theta, \phi, V, \gamma, \psi]^T$,其中 r 为火星质心到探测器的距离, V 为探测器速度, θ 为经度, ϕ 为纬度, γ 为航迹角, ψ 为指向角, $\psi=0$ 表示指向东;则火星进入段探测器的 6 自由度动力学模型为:

$$\dot{r} = V \sin \gamma$$

$$\dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \phi}$$

$$\dot{\phi} = \frac{V}{r} \cos \gamma \sin \psi$$

$$\dot{V} = -D - g \sin \gamma$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V} \left[L \cos \sigma - \left(g - \frac{V^2}{r} \right) \cos \gamma \right] + 2\omega (\tan \gamma \sin \psi \cos \phi - \sin \phi)$$

$$\dot{\psi} = -\frac{1}{V \cos \gamma} \left(L \sin \sigma + \frac{V^2}{r} \cos^2 \gamma \cos \psi \tan \phi \right) + 2\omega \cos \psi \cos \phi$$

其中 σ 为倾侧角, ω 为火星自转角速度; g 为重力加速度, L, D 分别为探测器受到的升力和阻力加速度:

$$g = \frac{\mu}{r^2}, L = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S}{m} C_L, D = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S}{m} C_D$$

式中 μ 为火星引力常数, ρ 为大气密度, S 为探测器的参考面积, m 为探测器质量, C_L 和 C_D 分别为探测器的升力和阻力系数;

将火星进入段探测器的动力学模型描述为 $\dot{x} = f(x)$ 形式;给定探测器初始进入状态,得到探测器进入轨迹;

步骤 2:建立火星进入段自主导航测量模型;

通过探测器与装备无线电收发装置的无线电信标间的无线电测量及通信,得到探测器与无线电信标之间的相对距离及相对速度为:

$$R_i = \sqrt{(x_{Beacon}^i - x)^2 + (y_{Beacon}^i - y)^2 + (z_{Beacon}^i - z)^2}$$

$$x = r \cos \phi \cos \theta, y = r \cos \phi \sin \theta, z = r \sin \phi \quad i=1, 2, \dots, n$$

$$V_i = \frac{dR_i}{dt}$$

式中 R_i 与 V_i 分别为探测器到第 i 颗无线电信标的相对距离与相对速度, x_{Beacon}^i , y_{Beacon}^i , z_{Beacon}^i 分别为第 i 颗无线电信标位置矢量的三轴分量, x, y, z 分别为探测器位置矢量的三轴分量, n 为无线电信标的个数;

根据对多个无线电信标不同测量信息的组合,构建火星进入段自主导航测量模型为

$$y = [R_i, V_i]^T = h(x), \quad i=1, 2, \dots, n$$

步骤 3:判断无线电信标可见性;

第 i 颗信标到探测器的相对位置矢量为

$$\mathbf{v}_i = [x - x'_{Beacon}, y - y'_{Beacon}, z - z'_{Beacon}]^T$$

其单位矢量为

$$\mathbf{v}_{ni} = \mathbf{v}_i / |\mathbf{v}_i|$$

无线电信标处水平面的单位法向量为

$$\mathbf{n}_i = \frac{[x'_{Beacon}, y'_{Beacon}, z'_{Beacon}]^T}{\sqrt{(x'_{Beacon})^2 + (y'_{Beacon})^2 + (z'_{Beacon})^2}}$$

探测器的单位位置向量为

$$\mathbf{n}_c = \frac{[x, y, z]^T}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}$$

对于火星表面的人工无线电信标,若在整个探测器进入过程中,探测器与信标位置关系满足

$$\arccos(\mathbf{v}_{ni} \cdot \mathbf{n}_i) < \frac{\pi}{2}$$

则第 i 颗信标为可见,否则第 i 颗信标为不可见;

步骤 4:计算导航系统可观测度;

步骤 4.1:建立可观测性矩阵;

针对非线性动力学系统 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x})$ 及测量模型 $y = h(\mathbf{x})$,在当前状态 $\bar{\mathbf{x}}$ 下,利用 Taylor 级数展开,并保留线性项:

$$\Delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \Delta \mathbf{x}, \quad \mathbf{A} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\bar{\mathbf{x}}}$$

$$\Delta y = \mathbf{C} \Delta \mathbf{x}, \quad \mathbf{C} = \left. \frac{\partial h(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\bar{\mathbf{x}}}$$

其中 $\Delta \mathbf{x} = \mathbf{x} - \bar{\mathbf{x}}$;利用线性化动力学系统构建可观测性矩阵为

$$\mathbf{O} = [\mathbf{C}^T, \mathbf{A}^T \mathbf{C}^T, \dots, (\mathbf{A}^T)^5 \mathbf{C}^T]^T$$

步骤 4.2:计算导航系统可观测度;

当某个无线电信标不可观时,可观测度为 0;

选择进入过程中导航系统可观测度的最小值作为无线电信标几何构型对应的导航系统可观测度 DO :

$$DO = \begin{cases} \min \left(\frac{1}{\text{cond}(\mathbf{O})} \right), & \text{所有无线电信标均可见} \\ 0, & \text{无线电信标不可见} \end{cases}$$

步骤 5:优化无线电信标构型;

根据探测器进入轨迹和步骤 3 的位置关系确定无线电信标位置矢量三轴分量的取值范围,将导航系统可观测度 DO 最大作为优化目标,在满足无线电信标位置矢量三轴分量取值范围的条件下,利用现代全局优化算法对无线电信标构型进行优化,得到优化后的 n 个无线电信标构型。

2. 根据权利要求 1 所述的基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法,其特征在于:所述无线电信标采用 UHF 波段或 X 波段,用于位置确定的信标为火星轨道上的轨

道器或火星表面的人工无线电信标。

3. 根据权利要求 1 所述的基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法,其特征在于:对于火星轨道上的轨道器,如果在整个探测器进入过程中探测器与轨道器连线满足

$$\arccos(\mathbf{n}_e \cdot \mathbf{n}_i) \leq \arccos\left(\frac{R_M}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}\right) \quad \text{且} \quad \arccos(\mathbf{v}_m \cdot \mathbf{n}_i) \geq \frac{\pi}{2} + \arccos\left(\frac{R_M}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}\right) \quad \text{或}$$

$$\arccos(\mathbf{v}_m \cdot \mathbf{n}_i) < \frac{\pi}{2} + \arccos\left(\frac{R_M}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}\right)$$

则第 i 颗信标为可见,否则第 i 颗信标为不可见;其中 R_M 为火星半径。

4. 根据权利要求 1 所述的基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法,其特征在于:所述导航系统可观测度在探测器大气进入过程中时变。

基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法,属于深空探测技术领域。

背景技术

[0002] 随着人类科学技术的发展,以及多个火星探测任务的成功实施,火星探测已经逐渐成为航天领域的热点之一。为了获得更为有价值的科学素材,往往需要探测器着陆到具有较高科学价值的特定区域,而火星距离地球遥远,通信延迟大,所以需要自主导航制导与控制的支持,而自主导航技术是其前提条件。火星表面环境恶劣,进入段大气环境以及重力场等特性具有很大的不确定性,急需精确鲁棒的进入段自主导航以保证火星着陆精度。

[0003] “海盗号”的进入段导航采用基于惯性单元 IMU 的航位递推导航技术,后续的“火星探路者”、“勇气号”和“机遇号”、“凤凰号”以及“好奇号”任务都采用这种导航方式。航位递推导航技术由于进入段初始状态误差、IMU 漂移和随机误差、外部环境扰动等因素,难以满足未来高精度火星着陆探测任务的着陆精度需求。

[0004] 为了在只利用惯性单元测量数据的情况下得到更精确、鲁棒性更强的导航方法,有学者提出结合火星大气模型的进入段导航方案。针对火星进入段非线性动力学系统,引入火星大气密度指数模型,将 IMU 输出同时作为外部观测量,并利用滤波算法对探测器状态进行估计,但观测信息仍然很有限,并且严重依赖于火星大气模型的精确程度。

[0005] 根据最近的研究结果,高频无线电信号可以在进入段的大部分时间穿过着陆器周围的等离子鞘。基于这一发现,有学者提出可以利用位置精确确定的无线电信标,如火星探测任务轨道器或火星表面人工信标,与着陆器之间进行无线电测量通信丰富着陆器在大气进入段的导航信息,有效提高导航精度。但导航性能受无线电信标的几何构型影响,如何选择无线电信标的构型以提高导航精度,仍需进一步研究。

发明内容

[0006] 本发明的目的是为了提高火星进入段自主导航的精度与鲁棒性,结合火星大气进入段导航欠观测的特点,提出一种基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法,针对基于无线电测量的火星进入段自主导航方案,通过对无线电信标几何构型的优化,实现对探测器进入状态的精确估计。

[0007] 本发明方法的原理为利用导航系统可观测度表征导航系统性能,结合基于无线电测量的火星进入段自主导航方案,对导航信标几何构型进行优化,实现火星进入段自主导航方案设计,保证导航性能的最优。

[0008] 基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法的具体步骤如下:

[0009] 步骤 1:建立火星大气进入动力学模型。

[0010] 在火星惯性坐标系下,考虑气动力、重力以及由于火星自转产生的哥氏力,探测器的 6 维状态矢量为 $x=[r, \theta, \phi, V, \gamma, \psi]^T$,其中 r 为火星质心到探测器的距离, V 为探测器

速度, θ 为经度, ϕ 为纬度, γ 为航迹角, ψ 为指向角, $\psi=0$ 表示指向东。则火星进入段探测器的 6 自由度动力学模型为:

$$[0011] \quad \dot{r} = V \sin \gamma$$

$$[0012] \quad \dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \phi}$$

$$[0013] \quad \dot{\phi} = \frac{V}{r} \cos \gamma \sin \psi$$

$$[0014] \quad \dot{V} = -D - g \sin \gamma$$

$$[0015] \quad \dot{\gamma} = \frac{1}{V} \left[L \cos \sigma - \left(g - \frac{V^2}{r} \right) \cos \gamma \right] + 2\omega (\tan \gamma \sin \psi \cos \phi - \sin \phi)$$

$$[0016] \quad \dot{\psi} = -\frac{1}{V \cos \gamma} \left(L \sin \sigma + \frac{V^2}{r} \cos^2 \gamma \cos \psi \tan \phi \right) + 2\omega \cos \psi \cos \phi$$

[0017] 其中 σ 为倾侧角, ω 为火星自转角速度。g 为重力加速度, L, D 分别为探测器受到的升力和阻力加速度:

$$[0018] \quad g = \frac{\mu}{r^2}, L = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S}{m} C_L, D = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S}{m} C_D$$

[0019] 式中 μ 为火星引力常数, ρ 为大气密度, S 为探测器的参考面积, m 为探测器质量, C_L 和 C_D 分别为探测器的升力和阻力系数。

[0020] 将火星进入段探测器的动力学模型描述为 $\dot{x}=f(x)$ 形式。给定探测器初始进入状态, 则可以得到探测器进入轨迹。

[0021] 步骤 2: 建立火星进入段自主导航测量模型。

[0022] 通过探测器与装备无线电收发装置的无线电信标间的无线电测量及通信, 得到探测器与无线电信标之间的相对距离及相对速度为:

$$[0023] \quad R_i = \sqrt{(x_{Beacon}^i - x)^2 + (y_{Beacon}^i - y)^2 + (z_{Beacon}^i - z)^2}$$

$$[0024] \quad x = r \cos \phi \cos \theta, y = r \cos \phi \sin \theta, z = r \sin \phi \quad i=1, 2, \dots, n$$

$$[0025] \quad V_i = \frac{dR_i}{dt}$$

[0026] 式中 R_i 与 V_i 分别为探测器到第 i 颗无线电信标的相对距离与相对速度, x_{Beacon}^i , y_{Beacon}^i , z_{Beacon}^i 分别为第 i 颗无线电信标位置矢量的三轴分量, x, y, z 分别为探测器位置矢量的三轴分量, n 为无线电信标的个数。

[0027] 通过对多个无线电信标不同测量信息的组合, 构建火星进入段自主导航测量模型为

$$[0028] \quad y = [R_i, V_i]^T = h(x), i=1, 2, \dots, n$$

[0029] 所述无线电测量采用 UHF 波段或 X 波段, 信标可以是火星轨道上的轨道器或火星表面的人工无线电信标, 用于位置确定。

[0030] 步骤 3: 无线电信标可见性判断。

[0031] 基于无线电测量的火星进入段自主导航方案设计过程首先需要判断无线电信标的可见性, 以实现整个进入过程无线电测量的连续性。

[0032] 定义第 i 颗信标到探测器的相对位置矢量为

$$[0033] \quad \mathbf{v}_i = [x - x'_{Beacon}, y - y'_{Beacon}, z - z'_{Beacon}]^T$$

[0034] 其单位矢量为

$$[0035] \quad \mathbf{v}_{ni} = \mathbf{v}_i / |\mathbf{v}_i|$$

[0036] 无线电信标处水平面的单位法向量为

$$[0037] \quad \mathbf{n}_i = \frac{[x'_{Beacon}, y'_{Beacon}, z'_{Beacon}]^T}{\sqrt{(x'_{Beacon})^2 + (y'_{Beacon})^2 + (z'_{Beacon})^2}}$$

[0038] 探测器的单位位置向量为

$$[0039] \quad \mathbf{n}_c = \frac{[x, y, z]^T}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}$$

[0040] 对于火星表面的人工无线电信标,如果在整个探测器进入过程中探测器均在无线电信标处的水平面上方,即

$$[0041] \quad \arccos(\mathbf{v}_i \cdot \mathbf{n}_i) < \frac{\pi}{2}$$

[0042] 则认为第 i 颗信标是可见的,否则第 i 颗信标是不可见的。

[0043] 对于火星轨道上的轨道器,如果在整个探测器进入过程中探测器与轨道器连线不被火星遮挡,即

$$[0044] \quad \arccos(\mathbf{n}_c \cdot \mathbf{n}_i) \leq \arccos\left(\frac{R_M}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}\right) \text{ 且 } \arccos(\mathbf{v}_i \cdot \mathbf{n}_i) \geq \frac{\pi}{2} + \arccos\left(\frac{R_M}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}\right) \text{ 或}$$

$$\arccos(\mathbf{v}_i \cdot \mathbf{n}_i) < \frac{\pi}{2} + \arccos\left(\frac{R_M}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}\right)$$

[0045] 则认为第 i 颗信标是可见的,否则第 i 颗信标是不可见的。其中 R_M 为火星半径。

[0046] 步骤 4:计算导航系统可观测度。

[0047] 导航系统可观测度直接影响导航精度及导航系统性能,利用线性化将非线性的进入段动力学模型及测量模型转化为线性化模型,结合现代控制理论推导可观测矩阵,可观测性矩阵的条件数直接反映了导航系统的可观测性,条件数越大,证明导航系统越不可观。利用可观测度矩阵条件数的倒数定义导航系统可观测度,能有效降低计算量,并定量描述导航系统可观测性。

[0048] 导航系统可观测度计算步骤如下:

[0049] 步骤 4.1:建立可观测性矩阵。

[0050] 针对非线性动力学系统 $\dot{x} = f(x)$ 及测量模型 $y = h(x)$,在当前状态 \bar{x} 下,利用 Taylor 级数展开,并只保留线性项:

$$[0051] \quad \Delta \dot{x} = A \Delta x, \quad A = \left. \frac{\partial f(x)}{\partial x} \right|_{x=\bar{x}}$$

$$[0052] \quad \Delta y = C \Delta x, \quad C = \left. \frac{\partial h(x)}{\partial x} \right|_{x=\bar{x}}$$

[0053] 其中 $\Delta x = x - \bar{x}$ 。利用线性化动力学系统构建可观测性矩阵为

$$[0054] \quad O = [C^T, A^T C^T, \dots, (A^T)^5 C^T]^T$$

[0055] 步骤 4.2 :计算导航系统可观测度。

[0056] 可观测度的计算建立在无线电信标可见的前提下的,当某个无线电信标不可见时,可观测度为 0,即不可观。

[0057] 导航系统可观测度在探测器大气进入过程中为时变的,选择进入过程中导航系统可观测度的最小值作为无线电信标几何构型对应的导航系统可观测度 DO :

[0058]

$$DO = \begin{cases} \min \left(\frac{1}{\text{cond}(\mathbf{O})} \right), & \text{所有无线电信标均可见} \\ 0, & \text{无线电信标不可见} \end{cases}$$

[0059] 步骤 5 :优化无线电信标构型。

[0060] 根据探测器进入轨迹和步骤 3 的位置关系确定无线电信标位置矢量三轴分量的取值范围,将导航系统可观测度 DO 最大作为优化目标,在满足无线电信标位置矢量三轴分量的取值范围的条件下,利用现代全局优化算法对无线电信标构型进行优化,得到优化后的 n 个无线电信标构型,实现火星进入段自主导航方案设计。

[0061] 所述全局优化算法采用遗传算法、模拟退火算法等。

[0062] 有益效果

[0063] (1) 采用基于无线电测量的火星进入段自主导航,丰富了导航观测信息,增加了导航系统的可观测性及导航进度;

[0064] (2) 利用线性化方法计算可观测性矩阵,计算量小,运算速度快;

[0065] (3) 利用可观测性矩阵条件数的倒数定义导航系统可观测度,对导航系统可观测性给出了定量的度量;

[0066] (4) 基于导航系统可观测度对无线电信标的几何构型进行优化设计,实现导航系统可观测度最大,进一步提高了导航系统性能。

附图说明

[0067] 图 1 是本发明的基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法流程图;

[0068] 图 2 是具体实施例中最优无线电信标几何构型图;

[0069] 图 3 是具体实施例导航性能仿真分析图。

具体实施方式

[0070] 下面结合附图和实施例对本发明做进一步说明。

[0071] 本实例针对火星大气进入段基于无线电测量的自主导航方案设计,考虑探测器与三颗火星表面的固定无线电信标之间的无线电测距信息,对无线电信标的几何构型进行优化,使导航系统可观测度最大。本发明的具体实施方法如下:

[0072] 步骤 1 :建立火星大气进入动力学模型。

[0073] 在火星惯性坐标系下建立 6 自由度动力学方程,考虑气动力、重力以及由于火星自转产生的哥氏力,探测器的 6 维状态矢量 $x = [r, \theta, \phi, V, \gamma, \psi]^T$,其中 r 为火星质心到探测器的距离, V 为探测器速度, θ 为经度, ϕ 为纬度, γ 为航迹角, ψ 为指向角, $\psi=0$ 表示指向东。火星进入段探测器的动力学模型为:

$$[0074] \quad \dot{r} = V \sin \gamma$$

$$[0075] \quad \dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \phi}$$

$$[0076] \quad \dot{\phi} = \frac{V}{r} \cos \gamma \sin \psi$$

$$[0077] \quad \dot{V} = -D - g \sin \gamma$$

$$[0078] \quad \dot{\gamma} = \frac{1}{V} [L \cos \sigma - (g - \frac{V^2}{r}) \cos \gamma] + 2\omega (\tan \gamma \sin \psi \cos \phi - \sin \phi)$$

$$[0079] \quad \dot{\psi} = -\frac{1}{V \cos \gamma} (L \sin \sigma + \frac{V^2}{r} \cos^2 \gamma \cos \psi \tan \phi) + 2\omega \cos \psi \cos \phi$$

[0080] 其中 σ 为倾侧角, 在实施方案中固定 σ 为 0, ω 为火星自转角速度。g 为重力加速度, L, D 分别为探测器受到的升力和阻力加速度。

$$[0081] \quad g = \frac{\mu}{r^2}, L = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S}{m} C_L, D = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S}{m} C_D$$

[0082] 式中 μ 为火星引力常数, ρ 为大气密度, S 为探测器的参考面积, m 为探测器质量, C_L 和 C_D 分别为探测器的升力和阻力系数。进而火星进入段探测器的动力学模型可描述为 $\dot{x} = f(x)$ 。给定探测器初始进入状态, 可以得到探测器进入轨迹。

[0083] 步骤 2: 建立火星进入段自主导航测量模型。

[0084] 选择三颗火星表面的人工无线电信标, 考虑到通信全向性, 采用 UHF 波段无线电进行测量及通信。导航系统测量信息为探测器到三颗无线电信标的相对距离:

$$[0085] \quad R_i = \sqrt{(x_{Beacon}^i - x)^2 + (y_{Beacon}^i - y)^2 + (z_{Beacon}^i - z)^2}, i=1, 2, 3$$

$$[0086] \quad x = r \cos \phi \cos \theta, y = r \cos \phi \sin \theta, z = r \sin \phi$$

[0087] 式中 R_i 为探测器到第 i 颗无线电信标的相对距离与相对速度, $x_{Beacon}^i, y_{Beacon}^i, z_{Beacon}^i$ 分别为第 i 颗无线电信标位置矢量的三轴分量, x, y, z 分别为探测器位置矢量的三轴分量。火星进入段自主导航测量模型为:

$$[0088] \quad y = [R_1, R_2, R_3]^T = h(x)$$

[0089] 步骤 3: 判断无线电信标可见性。

[0090] 基于无线电测量的火星进入段自主导航方案设计过程首先需要判断无线电信标的可见性, 以实现整个进入过程无线电测量的连续性。定义第 i 颗信标到探测器的相对位置矢量为

$$[0091] \quad \mathbf{v}_i = [x - x_{Beacon}^i, y - y_{Beacon}^i, z - z_{Beacon}^i]^T, i=1, 2, 3$$

[0092] 其单位矢量为

$$[0093] \quad \mathbf{v}_{ni} = \frac{\mathbf{v}_i}{|\mathbf{v}_i|}, i=1, 2, 3$$

[0094] 无线电信标处水平面的单位法向量为

$$[0095] \quad \mathbf{n}_i = \frac{[x_{Beacon}^i, y_{Beacon}^i, z_{Beacon}^i]^T}{\sqrt{(x_{Beacon}^i)^2 + (y_{Beacon}^i)^2 + (z_{Beacon}^i)^2}}, i=1, 2, 3$$

[0096] 如果在整个探测器进入过程探测器均在无线电信标处的水平面上方, 即

$$[0097] \quad \arccos(\mathbf{v}_m \cdot \mathbf{n}_i) < \frac{\pi}{2}, i=1, 2, 3$$

[0098] 则认为第 i 颗信标是可见的, 否则第 i 颗信标是不可见的。

[0099] 步骤 4: 计算导航系统可观测度。

[0100] 利用线性化将非线性的进入段动力学模型及测量模型转化为线性化模型, 结合现代控制理论推导可观测矩阵, 并利用可观测度矩阵的条件数的倒数计算导航系统可观测度。导航系统可观测度计算步骤如下:

[0101] 步骤 4.1: 可观测性矩阵的建立

[0102] 针对非线性动力学系统 $\dot{x}=f(x)$ 及测量模型 $y=h(x)$, 在当前状态 \bar{x} 利用 Taylor 级数展开, 并只保留线性项:

$$[0103] \quad \Delta \dot{x} = A \Delta x, \quad A = \left. \frac{\partial f(x)}{\partial x} \right|_{x=\bar{x}}$$

$$[0104] \quad \Delta y = C \Delta x, \quad C = \left. \frac{\partial h(x)}{\partial x} \right|_{x=\bar{x}}$$

[0105] 其中 $\Delta x = x - \bar{x}$ 。利用线性化动力学系统构建可观测性矩阵为

$$[0106] \quad O = [C^T, A^T C^T, \dots, (A^T)^5 C^T]^T$$

[0107] 步骤 4.2: 计算导航系统可观测度。

[0108] 利用导航系统可观测性矩阵条件数的倒数作为导航系统可观测性的度量, 即可观测度。可观测度的计算是建立在无线电信标可见的前提下的, 所以当某个无线电信标不可见时, 将可观测度定义为 0, 即不可观。另外, 在探测器大气进入过程中, 导航系统可观测度是时变的, 所以选择进入过程中导航系统可观测度的最小值作为无线电信标几何构型对应的导航系统的可观测度。综上, 导航系统可观测度计算为:

[0109]

$$DO = \begin{cases} \min\left(\frac{1}{\text{cond}(O)}\right), & \text{三颗无线电信标均可见} \\ 0, & \text{有无线电信标不可见} \end{cases}$$

[0110] 步骤 5: 优化无线电信标构型。

[0111] 由于采用三颗火星表面人工无线电信标的导航方案, 所以无线电信标的几何构型只与其经纬度有关。根据探测器进入轨迹及步骤 3 的分析结果, 确定三颗无线电信标的经纬度取值范围, 即可求得无线电信标位置矢量三轴分量的取值范围。将导航系统可观测度 DO 最大作为优化目标, 在满足无线电信标位置矢量三轴分量的取值范围的前提下, 采用遗传算法对无线电信标几何构型进行优化, 得到优化后的信标位置如图 2 所示, 最优导航方案的导航结果如图 3 所示。

[0112] 从仿真结果可以看出, 所提出的基于可观测度分析的火星进入段自主导航方案设计方法可对无线电信标的几何构型进行优化, 以实现导航方案的可观测度最大。同时仿真验证了所设计导航方案的导航性能, 可以实现对火星探测器状态的精确估计, 导航精度明显优于惯性导航。

[0113] 以上所述为本发明的较佳实施例而已, 本发明不应该局限于该实施例和附图所公开的内容。凡是不脱离本发明所公开的精神下完成的等效或修改, 都落入本发明保护的范围。

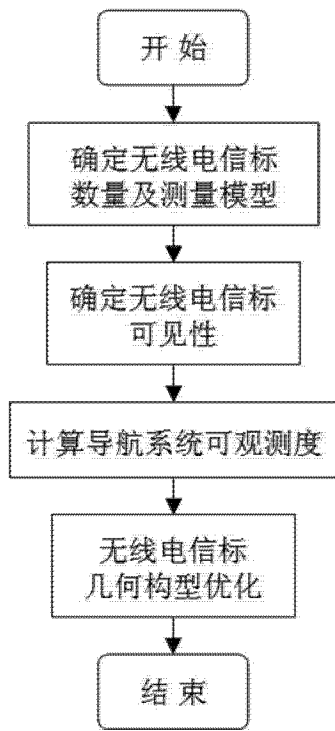


图 1

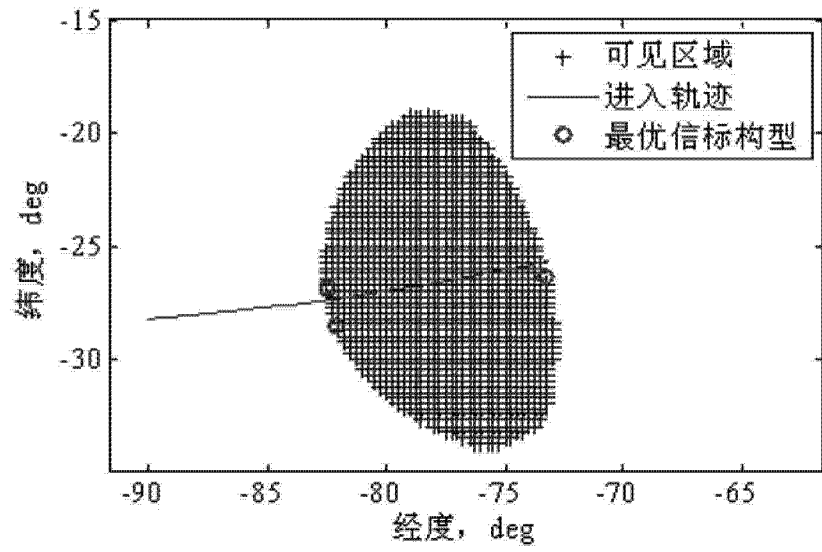


图 2

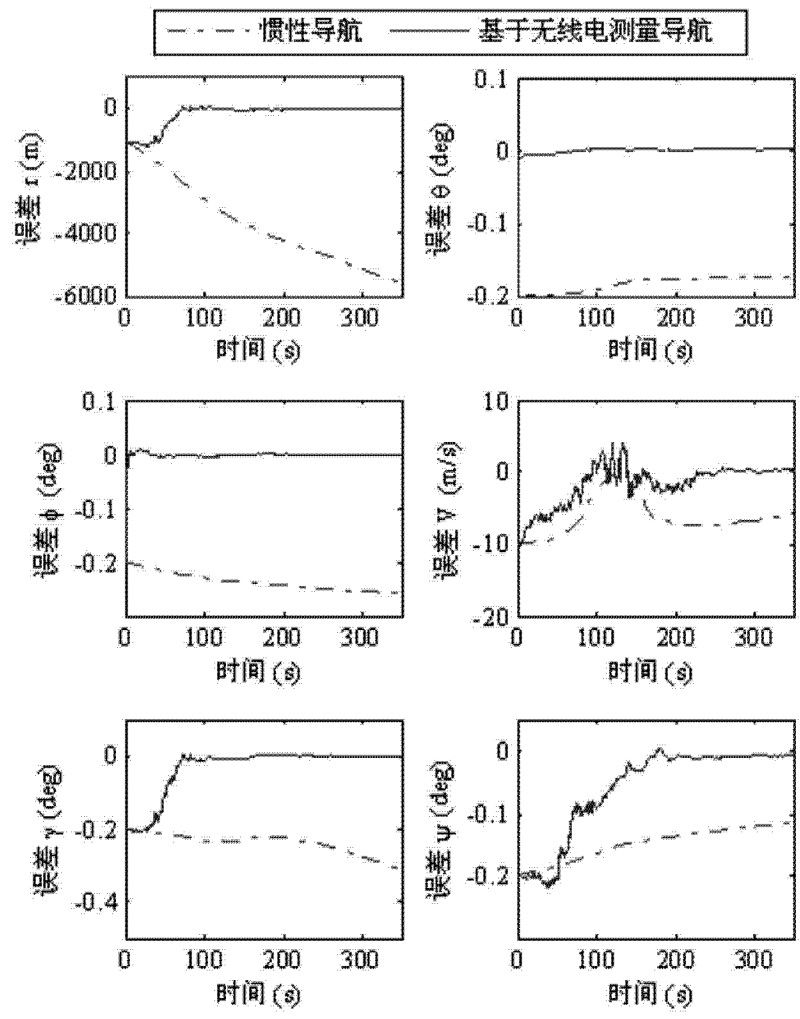


图 3