



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113740887 B

(45) 授权公告日 2024. 08. 16

(21) 申请号 202111058519.1

(22) 申请日 2019.04.30

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 113740887 A

(43) 申请公布日 2021.12.03

(62) 分案原申请数据
201910359772.7 2019.04.30

(73) 专利权人 上海微小卫星工程中心
地址 201203 上海市浦东新区海科路99号4
号楼

(72) 发明人 吴会英 齐金玲 陈宏宇 张科科
周美江 李斌

(74) 专利代理机构 上海智晟知识产权代理事务
所(特殊普通合伙) 31313
专利代理师 李镡的

(51) Int. Cl.

G01S 19/36 (2010.01)

G01C 21/24 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 103995800 A, 2014.08.20

宋征宇. 从准确、精确到精益求精——载人航天推动运载火箭制导方法的发展.《航天控制》.2013,第31卷(第1期),第4-10页.

周敬. 基于轨道动力学的航天器轨道改进方法.《中国优秀硕士学位论文全文数据库工程科技II辑》.2018,(第1期),正文第25-31页.

审查员 丁小丽

权利要求书1页 说明书8页 附图3页

(54) 发明名称

一种卫星注入轨道外推及卫星理论轨道确定方法

(57) 摘要

本发明涉及一种卫星注入轨道外推及卫星理论轨道确定方法,包括下列步骤:提供卫星在 t_0 时刻的入轨瞬时根数;基于所述入轨瞬时根数根据平根数理论进行卫星注入轨道外推;以及基于所述入轨瞬时根数根据平根数理论确定卫星理论轨道。通过本发明,可以通过平根数轨道技术将理论轨道(即卫星入轨前的理想轨道)与时间解耦,从而解决发射前由于发射时刻不确定带来的轨道注入问题,也就是说,可以在发射前预先为卫星设置理论入轨轨道,而无需在具体发射时刻确定后再从地面上注理论轨道,减少卫星临近发射时刻前的工作量。



1. 一种卫星注入轨道外推及卫星理论轨道确定方法,包括下列步骤:

提供卫星在 t_0 时刻的入轨瞬时根数;

基于所述入轨瞬时根数根据平根数理论进行卫星注入轨道外推,其中根据平根数理论进行卫星注入轨道外推包括下列步骤:

利用 t_0 时刻的运载提供的入轨瞬时根数 $\sigma_0(a_0, i_0, \Omega_0, \xi_0, \eta_0, \lambda_0)$ 根据下列公式确定 t_0 时刻的平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$:

$$\bar{\sigma} = \sigma - \Delta\sigma_s,$$

其中 $\Delta\sigma_s$ 的表达式如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta a_s = + \frac{3J_2}{2\bar{a}_0} \sin^2 \bar{i}_0 \cos 2\bar{\lambda}_0 \\ \Delta i_s = + \frac{3J_2}{4\bar{a}_0^2} \cos \bar{i}_0 \sin \bar{i}_0 \cos 2\bar{\lambda}_0 \\ \Delta \Omega_s = + \frac{3J_2}{4\bar{a}_0^2} \cos \bar{i}_0 \sin 2\bar{\lambda}_0 \\ \Delta \xi_s = + \frac{3J_2}{2\bar{a}_0^2} \left(1 - \frac{5}{4} \sin^2 \bar{i}_0\right) \cos \bar{\lambda}_0 + \frac{7J_2}{8\bar{a}_0^2} \sin^2 \bar{i}_0 \cos 3\bar{\lambda}_0; \\ \Delta \eta_s = - \frac{3J_2}{2\bar{a}_0^2} \left(1 - \frac{7}{4} \sin^2 \bar{i}_0\right) \sin \bar{\lambda}_0 - \frac{7J_2}{8\bar{a}_0^2} \sin^2 \bar{i}_0 \sin 3\bar{\lambda}_0 \\ \Delta \lambda_s = - \frac{3J_2}{4\bar{a}_0^2} \left(1 - \frac{5}{2} \sin^2 \bar{i}_0\right) \sin 2\bar{\lambda}_0 \end{array} \right.;$$

利用 t_0 时刻的平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$ 计算 t 时刻的平根数 $\bar{\sigma}$;

利用 t 时刻的平根数 $\bar{\sigma}$ 计算 t 时刻的瞬时根数 σ ;以及

利用 t 时刻的瞬时根数 σ 计算 t 时刻卫星在J2000系下的位置 r 、速度 v ;以及

基于所述入轨瞬时根数根据平根数理论确定卫星理论轨道,其中根据平根数理论确定卫星理论轨道包括下列步骤:

利用 t_0 时刻的运载提供的入轨瞬时根数 $\sigma_0(a_0, i_0, \Omega_0, \xi_0, \eta_0, \lambda_0)$ 根据下列公式确定 t_0 时刻的平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$:

$$\bar{\sigma} = \sigma - \Delta\sigma_s; \text{以及}$$

利用 t_0 时刻的平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$ 确定卫星的理论轨道平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_{G0}, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$, 这里 $\bar{\Omega}_{G0}$ 为升交点的地理经度,计算方法如下:

$$\bar{\Omega}_{G0} = \bar{\Omega}_0 - \theta_G(t_0)$$

其中 $\theta_G(t_0)$ 为 t_0 时刻轨道坐标系中的地球自转角。

2. 根据权利要求1所述的方法,还包括下列步骤:

分析理论轨道的误差来源;

根据误差来源确定误差分布;以及

根据运载提供的入轨时刻的轨道瞬时根数生成卫星理论轨道。

3. 根据权利要求1所述的方法,还包括下列步骤:

根据在轨遥测数据分析理论轨道的外推精度。

4. 根据权利要求2所述的方法,其中所述误差来源包括入轨精度和/或星上采样周期。

一种卫星注入轨道外推及卫星理论轨道确定方法

技术领域

[0001] 本发明总体上涉及卫星星务软件设计中的理论轨道计算技术领域,具体而言,涉及一种卫星注入轨道外推及卫星理论轨道确定方法。

背景技术

[0002] 卫星的运行轨道由具体任务确定,轨道有其满足任务需求的自身特点,因此对运载的入轨时刻提出具体要求。

[0003] 但是,卫星在上天前,由于卫星研制节点导致发射节点的不确定性,无法确定具体的入轨时刻,进而无法确定卫星入轨后相对于J2000惯性坐标系的轨道根数。

[0004] 即使在临近发射时确定了具体时刻,火箭入轨时刻仍然会有一定程度的偏差,由于卫星刚刚入轨后无法上注卫星轨道,且由于姿态并非在轨的常规飞行状态,导致接收机的定位精度不够,需要提前将理论的入轨轨道写入星上软件存储器,确保卫星入轨后立刻有相对精确的轨道支撑卫星姿态的确定。

发明内容

[0005] 本发明的任务是提供一种卫星注入轨道外推及卫星理论轨道确定方法,通过该方法,可以通过平根数轨道技术将理论轨道(即卫星入轨前的理想轨道)与时间解耦,从而解决发射前由于发射时刻不确定带来的轨道注入问题,也就是说,可以在发射前预先为卫星设置理论入轨轨道,而无需在具体发射时刻确定后再从地面上注理论轨道,减少卫星临近发射时刻前的工作量。

[0006] 提供卫星在 t_0 时刻的入轨瞬时根数;

[0007] 基于所述入轨瞬时根数根据平根数理论进行卫星注入轨道外推,其中根据平根数理论进行卫星注入轨道外推包括下列步骤:

[0008] 利用 t_0 时刻的运载提供的入轨瞬时根数 $\sigma_0(a_0, i_0, \Omega_0, \xi_0, \eta_0, \lambda_0)$ 根据下列公式确定 t_0 时刻的平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$:

[0009] $\bar{\sigma} = \sigma - \Delta\sigma_s$,

[0010] 其中 $\Delta\sigma_s$ 的表达式如下:

$$\begin{cases}
 \Delta a_s = +\frac{3J_2}{2\bar{a}_0} \sin^2 \bar{i}_0 \cos 2\bar{\lambda}_0 \\
 \Delta i_s = +\frac{3J_2}{4\bar{a}_0^2} \cos \bar{i}_0 \sin \bar{i}_0 \cos 2\bar{\lambda}_0 \\
 \Delta \Omega_s = +\frac{3J_2}{4\bar{a}_0^2} \cos \bar{i}_0 \sin 2\bar{\lambda}_0 \\
 \Delta \xi_s = +\frac{3J_2}{2\bar{a}_0^2} \left(1 - \frac{5}{4} \sin^2 \bar{i}_0\right) \cos \bar{\lambda}_0 + \frac{7J_2}{8\bar{a}_0^2} \sin^2 \bar{i}_0 \cos 3\bar{\lambda}_0 \\
 \Delta \eta_s = -\frac{3J_2}{2\bar{a}_0^2} \left(1 - \frac{7}{4} \sin^2 \bar{i}_0\right) \sin \bar{\lambda}_0 - \frac{7J_2}{8\bar{a}_0^2} \sin^2 \bar{i}_0 \sin 3\bar{\lambda}_0 \\
 \Delta \lambda_s = -\frac{3J_2}{4\bar{a}_0^2} \left(1 - \frac{5}{2} \sin^2 \bar{i}_0\right) \sin 2\bar{\lambda}_0
 \end{cases} ;$$

[0012] 利用 t_0 时刻的平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$ 计算 t 时刻的平根数 $\bar{\sigma}$;

[0013] 利用 t 时刻的平根数 $\bar{\sigma}$ 计算 t 时刻的瞬时根数 σ ;以及

[0014] 利用 t 时刻的瞬时根数 σ 计算 t 时刻卫星在J2000系下的位置 r 、速度 v ;以及

[0015] 基于所述入轨瞬时根数根据平根数理论确定卫星理论轨道,其中根据平根数理论确定卫星理论轨道包括下列步骤:

[0016] 利用 t_0 时刻的运载提供的入轨瞬时根数 $\sigma_0(a_0, i_0, \Omega_0, \xi_0, \eta_0, \lambda_0)$ 根据下列公式确定 t_0 时刻的平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$:

[0017] $\bar{\sigma} = \sigma - \Delta\sigma_s$;以及

[0018] 利用 t_0 时刻的平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$ 确定卫星的理论轨道平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_{G0}, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$,这里 $\bar{\Omega}_{G0}$ 为升交点的地理经度,计算方法如下:

[0019] $\bar{\Omega}_{G0} = \bar{\Omega}_0 - \theta_G(t_0)$

[0020] 其中 $\theta_G(t_0)$ 为 t_0 时刻轨道坐标系中的地球自转角。

[0021] 在本发明的一个优选方案中规定,该方法还包括下列步骤:

[0022] 分析理论轨道的误差来源;

[0023] 根据误差来源确定误差分布;以及

[0024] 根据运载提供的入轨时刻的轨道瞬时根数生成卫星理论轨道。

[0025] 本发明的另一优选方案中规定,该方法还包括下列步骤:

[0026] 根据在轨遥测数据分析理论轨道的外推精度。

[0027] 在本发明的另一优选方案中规定,所述误差来源包括入轨精度和/或星上采样周期。

[0028] 本发明至少具有下列有益效果:本发明针对现有低轨卫星发射时刻不确定或者发射时刻偏差的客观事实,给出不依赖于具体发射时刻的理论轨道计算方式,解决了卫星入轨后短时间内的轨道缺失问题;本发明基于轨道力学的平根数分析理论,得到卫星与地球的相对运动规律,并通过在轨实测数据进行分析验证,提供工程应用。

附图说明

[0029] 下面结合附图参考具体实施例来进一步阐述本发明。

[0030] 图1示出了根据本发明的基于平根数理论确定卫星的理论轨道的方法的流程;

- [0031] 图2示出了标称时刻入轨卫星的弹道曲线以及卫星轨道；
- [0032] 图3示出了标称时刻入轨(左)与推迟1小时入轨(右)卫星的弹道曲线以及卫星轨道；
- [0033] 图4示出了某800km轨道高度卫星理论轨道外推精度分析；以及
- [0034] 图5示出了某700km轨道高度卫星理论轨道外推精度分析。

具体实施方式

[0035] 应当指出,各附图中的各组件可能为了图解说明而被夸大地示出,而不一定是比例正确的。在各附图中,给相同或功能相同的组件配备了相同的附图标记。

[0036] 在本发明中,除非特别指出,“布置在...上”、“布置在...上方”以及“布置在...之上”并未排除二者之间存在中间物的情况。此外,“布置在...上或上方”仅仅表示两个部件之间的相对位置关系,而在一定情况下、如在颠倒产品方向后,也可以转换为“布置在...下或下方”,反之亦然。

[0037] 在本发明中,各实施例仅仅旨在说明本发明的方案,而不应被理解为限制性的。

[0038] 在本发明中,除非特别指出,量词“一个”、“一”并未排除多个元素的场景。

[0039] 在此还应当指出,在本发明的实施例中,为清楚、简单起见,可能示出了仅仅一部分部件或组件,但是本领域的普通技术人员能够理解,在本发明的教导下,可根据具体场景需要添加所需的部件或组件。

[0040] 在此还应当指出,在本发明的范围内,“相同”、“相等”、“等于”等措辞并不意味着二者数值绝对相等,而是允许一定的合理误差,也就是说,所述措辞也涵盖了“基本上相同”、“基本上相等”、“基本上等于”。

[0041] 另外,本发明的各方法的步骤的编号并未限定所述方法步骤的执行顺序。除非特别指出,各方法步骤可以以不同顺序执行。

[0042] 本发明针对现有低轨卫星发射时刻不确定或者发射时刻偏差的客观事实,给出不依赖于具体发射时刻的理论轨道计算方式,解决了卫星入轨后短时间内的轨道缺失问题。在卫星入轨初期,由于姿态并非在轨的常规飞行状态,GPS接收机尚未捕获足够多的导航星,无有效轨道数据输出,地面又没有足够弧段测定轨,为了满足卫星入轨阶段的轨道数据使用需求(例如姿控系统初始姿态捕获),在卫星发射前,可以注入运载方提供的入轨点理论轨道参数,与在轨的数据略有区别,也称为运载理论轨道。本发明基于轨道力学的平根数分析理论,结合卫星与地球的相对运动规律,推得卫星的平根数理论轨道计算方法,并通过在轨实测数据进行分析验证,提供工程应用。

[0043] 图1示出了根据本发明的基于平根数理论确定卫星的理论轨道的方法100的流程,其中虚线框表示可选步骤。

[0044] 在步骤102,提供卫星在时刻 t_0 的入轨瞬时轨道根数。

[0045] 在步骤104,基于所述入轨瞬时根数根据平根数理论确定卫星的理论轨道。

[0046] 在可选步骤106,分析理论轨道的误差来源。

[0047] 在可选步骤108,根据误差来源确定误差分布。

[0048] 在可选步骤110,根据误差分布分析理论轨道外推精度。

[0049] 在可选步骤112,根据在轨遥测数据分析理论轨道的外推精度。

[0050] 下面根据具体实施例结合附图进一步阐述本发明。

[0051] 1.近地卫星轨道力学中用到的轨道坐标系以及轨道平根数。

[0052] (一)轨道坐标系以及轨道平根数

[0053] 此坐标系的中心为地球质心,参考平面为瞬时真赤道,X轴指向为某历元的平春分点在真赤道上的投影。此坐标系是长期以来人造卫星精密定轨研究者在研究卫星“轨道”时,习惯用使用的一种过渡性的非惯性参考系。此坐标系适用于长期以来的固化精密定轨软件(分析方法必须采用轨道坐标系中的根数作为待估参数)以及研究者的习惯,对应STK软件内的坐标系为“TEME of Epoch”、“TEME of Date”。

[0054] (二)卫星轨道平根数定义

[0055] 卫星的运动可用位置、速度来表示,也可以用6个轨道根数来表示,由于轨道根数能够较清晰地反映卫星的轨道类别,有较明显的物理意义,一般在分析卫星运动的时候,都会用到轨道根数。卫星的轨道根数有6个参数,其物理意义如下表所示。

[0056] 表1轨道根数物理含义

[0057]	a	i	Ω	e	ω	M
	轨道半长轴	轨道倾角	升交点赤经	轨道偏心率	近地点角距	平近点角

[0058] 根数类型为Kepler根数,目前研究卫星运动的所有根数类型都是Kepler根数或其数学变形根数。当卫星的偏心率很小(近圆轨道)时,为了数学计算不出现奇点,经常选择第一类无奇点根数系统:

[0059] $a, i, \Omega, \xi = e \cos \omega, \eta = -e \sin \omega, \lambda = \omega + M$ (1)

[0060] 卫星运动所受的最主要的力为万有引力(向心力),受向心力的物体的运动为有心运动,轨迹为圆锥曲线运动,但卫星还受到各种摄动力的作用,在只考虑中心引力的二体问题中,卫星轨道为椭圆,除平近点角M外的其它轨道平根数不随时间变化。考虑其它摄动后,卫星轨道不再是一个不变的椭圆,但在每一瞬间为一瞬时椭圆,可以用一组轨道根数描述,称该瞬时椭圆所对应的根数为瞬时根数,简称瞬根数,有些著作也称作吻切根数(Osculating element),即吻切椭圆对应的根数。

[0061] 为了将各种摄动力对卫星轨道的影响能用相对较简单的公式表达,为轨道设计提供基础,通过数学变换对轨道根数做处理,提出了平均根数法的思想。这种思想最初由古在由秀(Kozai)于1959年根据非线性力学中的平均法提出,其主要针对地球形状摄动(主要带谐项 J_2, J_3, J_4)。

[0062] 在介绍平均根数之前,需要强调的是,平均根数仅仅是为了方便研究轨道运动而引用的一种虚拟的根数,实际描述卫星的运动必须转化为瞬时根数(其与卫星的位置、速度有一一对应的关系)。在不同版本的轨道参考书和专业软件中,对平根数的定义不完全相同,有必要详述如下。

[0063] 瞬时根数可表示为

[0064] $\sigma(t) = \bar{\sigma}(0) + \sigma_c(t) + \sigma_l(t) + \sigma_s(t) = \bar{\sigma}(t) + \sigma_l(t) + \sigma_s(t)$ (2)

[0065] 其中

[0066] (1) $\sigma(t)$ 为t时刻的瞬时根数;

[0067] (2) $\bar{\sigma}(0)$ 为 t_0 时刻的平均根数;

[0068] (3) $\sigma_c(t)$ 为 t_0 时刻到t时刻的平均根数长期变化项;

[0069] (4) $\sigma_1(t)$ 为长周期变化项;

[0070] (5) $\sigma_s(t)$ 为短周期变化项。

[0071] 根据长周期项 $\sigma_1(t)$ 是否消除, 平均根数有两种定义

$$[0072] \quad \bar{\sigma}(t) = \sigma(t) - \sigma_l(t) - \sigma_s(t)$$

$$[0073] \quad \bar{\sigma}(t) = \sigma(t) - \sigma_s(t)$$

(3)

[0074] 古在由秀方法、布劳威尔方法用上式第一种定义, 刘林方法用上式第二种定义(有些著作称为拟平均根数或平根数, 但STK软件内的Brouwer-Lyddane Short与刘林方法定义相似, 即仅仅减掉了短周期项, 本专利采取此种定义)。

[0075] 2. 注入轨道以及理论轨道的关系

[0076] 理论轨道是通过注入轨道转化而成的, 下文首先介绍二者关系并给出注入轨道(近地圆轨道)外推方案。

[0077] (一) 注入轨道与理论轨道

[0078] 卫星入轨后, 地面根据对卫星的测量, 可以得到卫星的轨道数据, 按照星地约定格式定期上注卫星使用。对于大部分的圆轨道卫星, 国内常常选择J2000系下消除小偏心率奇点的第一类无奇点轨道平根数 $\bar{a}, \bar{i}, \bar{\Omega}, \bar{\xi}, \bar{\eta}, \bar{\lambda}$ (参见上文)。

[0079] 其中

$$[0080] \quad \bar{\xi} = \bar{e} \cos \bar{\omega}$$

$$[0081] \quad \bar{\eta} = -\bar{e} \sin \bar{\omega}$$

$$[0082] \quad \bar{\lambda} = \bar{\omega} + \bar{M}$$

(4)

[0083] 首先计算出既定入轨时刻 t_0 在J2000系中的轨道平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$, 化为轨道坐标系中的理论轨道平根数 $\bar{\sigma}_0(\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_{G0}, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0)$, 这里 $\bar{\Omega}_{G0}$ 为升交点的地理经度, 计算方法如下

$$[0084] \quad \bar{\Omega}_{G0} = \bar{\Omega}_0 - \theta_G(t_0)$$

(5)

[0085] 上式中 $\theta_G(t_0)$ 为 t_0 时刻轨道坐标系中的地球自转角。

[0086] 工程应用中由于星上资源有限, 定义数据类型为单精度浮点型(Float型), 对数据的有效位仅能保留到6~7位, 因此需要在推导地球自转角 $\theta_G(t_0)$ 时, 将 360° 的周期的整数倍去掉。以一具体推导为例介绍如下。

[0087] 推导相对于2011年1月1日0BJT的积秒值为 t_0 的地球自转角 $\theta_G(t_0)$ 。

$$[0088] \quad \theta_G(t_0) = 280^\circ.460618375 + 360^\circ.985612288 \times T_{UT1}$$

$$[0089] \quad = 280^\circ.460618375 + 360^\circ.985612288 \times (t_0/86400 + 365 \times 11 + 3 - 12/24 - 8/24)$$

$$[0090] \quad = 280^\circ.460618375 + 360^\circ.985612288 \times (t - 0.5 - 8/24) + 0^\circ.985612288 \times$$

$$(4018 + T)$$

$$[0091] \quad = 339^\circ.8294479856668 + 360^\circ.985612288 \times t + 0^\circ.985612288 \times T$$

$$[0092] \quad = a^0 + a_{t1} \times t + a_{T1} \times T \quad (6)$$

[0093] 其中:

$$[0094] \quad T = \text{int}\left(\frac{t_0}{86400}\right), \text{为相对于2011年1月1日0BJT天的整数部分}$$

[0095] $t = \frac{t_0}{86400} - T$, 为相对于2011年1月1日0BJT天的小数部分 (7)

[0096] 公式(6)与地球自转运动相关,因此采用UT1系统,其中 T_{UT1} 为相对于2000年1月1日12时的累积日,这里的推导忽略UT1-UTC,此项的绝对值最大为1s,带来的角度误差为 $360.985612288^\circ \times 1/86400 = 0.0042^\circ$,对于700km高度轨道,轨道误差约为0.5km。

[0097] 这样处理过的理论轨道数据不受发射窗口时间的影响。星上应用时,先通过 $\bar{\Omega}'_0 = \bar{\Omega}_{G0} + \theta_G(t'_0)$ 计算出实际入轨时刻 t'_0 卫星的升交点赤经(忽略了瞬时真赤道与平赤道的差异,即忽略岁差、章动的影响),而其它的理论轨道根数不变,再利用下面介绍的方法外推轨道。

[0098] (二)注入轨道外推方案-近圆

[0099] 本专利仅仅讨论应用较多的近地近圆轨道($e \leq 0.001$)。

[0100] 本专利公式中的物理量单位采用人卫单位系统,即令地心引力常数 $\mu = \mu_e = GM = 1$;长度单位采用人卫长度单位,1人卫长度单位=6378137m(地球赤道平均半径 R_e);时间单

位采用人卫时间单位, **1人卫时间单位** = $\sqrt{R_e^3/\mu} = \sqrt{\frac{6378137^3}{398600.4418 \times 10^9}} \text{s} = 806.8111238\text{s}$ 。

[0101] (1)利用 t_0 时刻的平根数 $\bar{\sigma}_0$ 计算t时刻的平根数 $\bar{\sigma}$

$$[0102] \begin{cases} \bar{a} = \bar{a}_0 \\ \bar{i} = \bar{i}_0 \\ \bar{\Omega} = \bar{\Omega}_0 + \Omega_1 T \\ \bar{\xi} = \bar{\xi}_0 \cos(\omega_1 T) + \bar{\eta}_0 \sin(\omega_1 T) \\ \bar{\eta} = \bar{\eta}_0 \cos(\omega_1 T) - \bar{\xi}_0 \sin(\omega_1 T) \\ \bar{\lambda} = \bar{\lambda}_0 + (1 + \lambda_1) T \end{cases} \quad (8)$$

[0103] 其中

$$[0104] \begin{cases} \Omega_1 = -\frac{3J_2}{2\bar{a}_0^2} \cos \bar{i}_0 \\ \omega_1 = \frac{3J_2}{2\bar{a}_0^2} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 \bar{i}_0\right) \\ M_1 = \frac{3J_2}{2\bar{a}_0^2} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 \bar{i}_0\right) \\ \lambda_1 = M_1 + \omega_1 = \frac{3J_2}{2\bar{a}_0^2} (3 - 4 \sin^2 \bar{i}_0) \end{cases} \quad (9)$$

[0105] (2)利用t时刻的平根数 $\bar{\sigma}$ 计算t时刻的瞬时根数 σ

$$[0106] \sigma = \bar{\sigma} + \Delta\sigma_s \quad (10)$$

[0107] $\Delta\sigma_s$ 的表达式如下

$$\begin{aligned}
 [0108] \quad & \begin{cases} \Delta a_s = +\frac{3J_2}{2a} \sin^2 \bar{i} \cos 2\bar{\lambda} \\ \Delta i_s = +\frac{3J_2}{4a^2} \cos \bar{i} \sin \bar{i} \cos 2\bar{\lambda} \\ \Delta \Omega_s = +\frac{3J_2}{4a^2} \cos \bar{i} \sin 2\bar{\lambda} \\ \Delta \xi_s = +\frac{3J_2}{2a^2} \left(1 - \frac{5}{4} \sin^2 \bar{i}\right) \cos \bar{\lambda} + \frac{7J_2}{8a^2} \sin^2 \bar{i} \cos 3\bar{\lambda} \\ \Delta \eta_s = -\frac{3J_2}{2a^2} \left(1 - \frac{7}{4} \sin^2 \bar{i}\right) \sin \bar{\lambda} - \frac{7J_2}{8a^2} \sin^2 \bar{i} \sin 3\bar{\lambda} \\ \Delta \lambda_s = -\frac{3J_2}{4a^2} \left(1 - \frac{5}{2} \sin^2 \bar{i}\right) \sin 2\bar{\lambda} \end{cases} \quad (11)
 \end{aligned}$$

[0109] (3) 利用t时刻的瞬时根数 σ 计算t时刻卫星在J2000系下的位置r、速度v

$$\begin{aligned}
 [0110] \quad & \begin{cases} \mathbf{r} = r(\boldsymbol{\Omega} \cos u + \boldsymbol{\Omega}' \sin u) \\ \mathbf{v} = \frac{1}{\sqrt{p}} [(\eta - \sin u)\boldsymbol{\Omega} + (\xi + \cos u)\boldsymbol{\Omega}'] \end{cases} \quad (12)
 \end{aligned}$$

[0111] 其中

$$\begin{aligned}
 [0112] \quad & \begin{cases} \boldsymbol{\Omega} = \begin{pmatrix} \cos \Omega \\ \sin \Omega \\ 0 \end{pmatrix} \\ \boldsymbol{\Omega}' = \begin{pmatrix} -\cos i \cdot \sin \Omega \\ \cos i \cdot \cos \Omega \\ \sin i \end{pmatrix} \\ r = \frac{p}{1 + \xi \cos u - \eta \sin u} \\ p = a(1 - e^2) \end{cases} \quad (13)
 \end{aligned}$$

[0113] u的计算方法如下

$$\begin{aligned}
 [0114] \quad & \begin{cases} e = \sqrt{\xi^2 + \eta^2} \\ \omega = \text{atan2}(-\eta, \xi) \\ M = \lambda - \omega \\ f = M + 2e \sin M \\ u = \omega + f \end{cases} \quad (14)
 \end{aligned}$$

[0115] 注:

[0116] atan2代表二维反正切函数,若 $\alpha = \text{atan2}(A, B)$ 意指 $\sin(\alpha) = A, \cos(\alpha) = B$,可确定 α 角的具体值(包含象限)。

[0117] 上文中的t可以小于 t_0 ,即可以向 t_0 时刻以前外推。

[0118] 3. 针对理论轨道计算公式,分析误差来源,给出误差分布,提出理论轨道生成注意事项

[0119] 运载火箭的飞行程序是固定的,卫星入轨时刻的入轨位置相对于发射场的位置也就是固定的(忽略运载的入轨偏差和运行时间偏差发射时刻偏差的理想情况),发射时刻的改变不会改变卫星入轨时刻位置相对于发射场的位置,(可简单认为地球带着运载的弹道在随着地球运动),但是由于入轨点随着地球自转相对于惯性空间发生了变化,会导致表征

卫星轨道面的参数之一升交点赤经 Ω 有变化,从而引起入轨轨道降交点地方时的变化(若发射时刻推迟1天整,不会导致降交点地方时变化,这里指的是非整天的部分引起的变化),理论轨道解决的就是升交点赤经 Ω 由于发射时刻改变带来的轨道面改变的问题。可参见图2、图3。

[0120] 以轨道高度700km的近地轨道(地球平均半径按照6378.137km计算)估计理论轨道误差源以及影响量级,给出表2的统计结果。

[0121] 表2理论轨道误差源以及影响量级分析-以平半长轴7078.137km估算

序号	类别	误差	备注	
1.	入轨偏差	半长轴偏差(1σ): 1.7km	229km (1天)	与时间成线性关系
2.		偏心率偏差(1σ): 0.001	7km	系统差,为周期性振荡值,此表中统计最大值
3.		倾角偏差(1σ): 0.033°	4km	系统差,为周期性振荡值,此表中统计最大值
4.		升交点赤经偏差(1σ): 0.033°	4km	系统差,为周期性振荡值,此表中统计最大值
5.		纬度幅角偏差(1σ): 0.33°	40km	系统差,为长值误差
[0122] 6.	注入轨道外推误差	J ₂ 简化模型误差	2km (3小时)	模型差,为长期项叠加周期性振荡值,此表中统计最大值
7.		瞬平根数转化误差	0.2km	转化误差,为周期性振荡值,此表中统计最大值
8.		平赤道与真赤道差别	0.7km	坐标系差,为周期性振荡值,此表中统计最大值
9.	时间系统差	UT1-UTC	0.5km	按照最大1s计算得到的轨道误差
10.	采样周期差	星上采样时刻为整秒带来的误差	7.6km	按照最大1s计算得到的轨道误差

[0123] 由表2可见,理论轨道的最大的误差来源仍然是入轨精度,其次是由于星上采样周期为整秒带来的误差。

[0124] 理论轨道生成与计算时需要注意以下几点:

[0125] (1) 在通过注入轨道中的升交点赤经减掉地球自转角时,采用的入轨参数为运载给的理论入轨时刻的轨道根数,不要进行任何轨道外推。

[0126] (2) 一般运载给的是地球固连坐标系下的轨道根数,需要转化为轨道坐标系中的轨道根数,再进行瞬时根数转化为平根数的操作。

[0127] (3) 轨道坐标系为真赤道坐标系,与星上姿控系统需求的J2000惯性坐标系的参考平面的差别已经考虑在误差源里面,见表2中的“平赤道与真赤道差别”。

[0128] 4. 根据在轨实测数据分析理论轨道的实测精度

[0129] 根据在轨遥测数据分析理论轨道外推精度,参见图4、图5。

[0130] 虽然本发明的一些实施方式已经在本申请文件中予以了描述,但是本领域技术人员能够理解,这些实施方式仅仅是作为示例示出的。本领域技术人员在本发明的教导下可以想到众多的变型方案、替代方案和改进方案而不超出本发明的范围。所附权利要求书旨在限定本发明的范围,并藉此涵盖这些权利要求本身及其等同变换的范围内的方法和结构。



图1

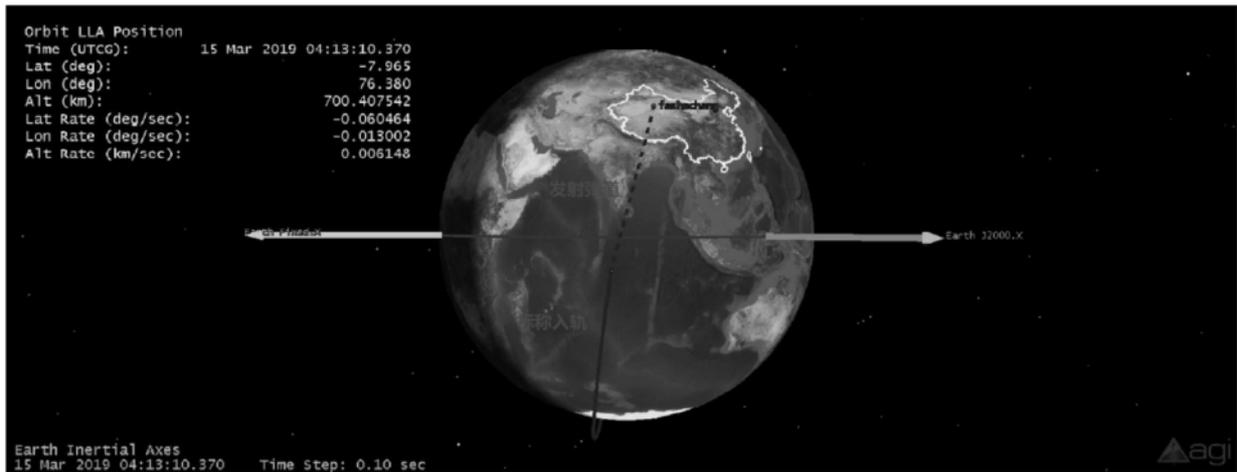


图2



图3

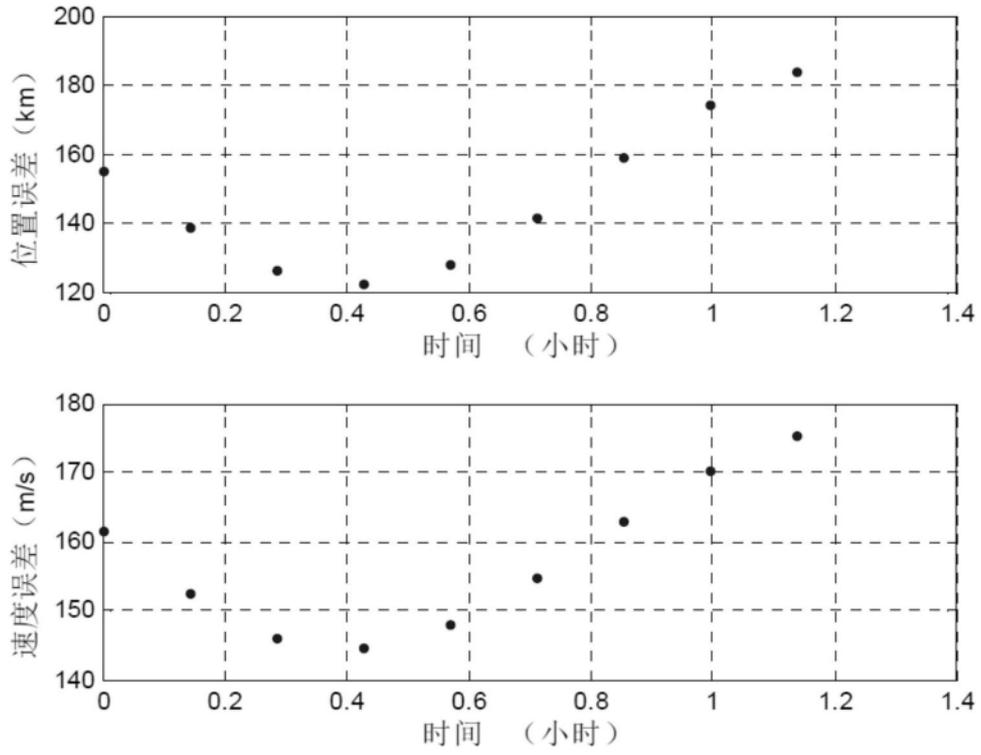


图4

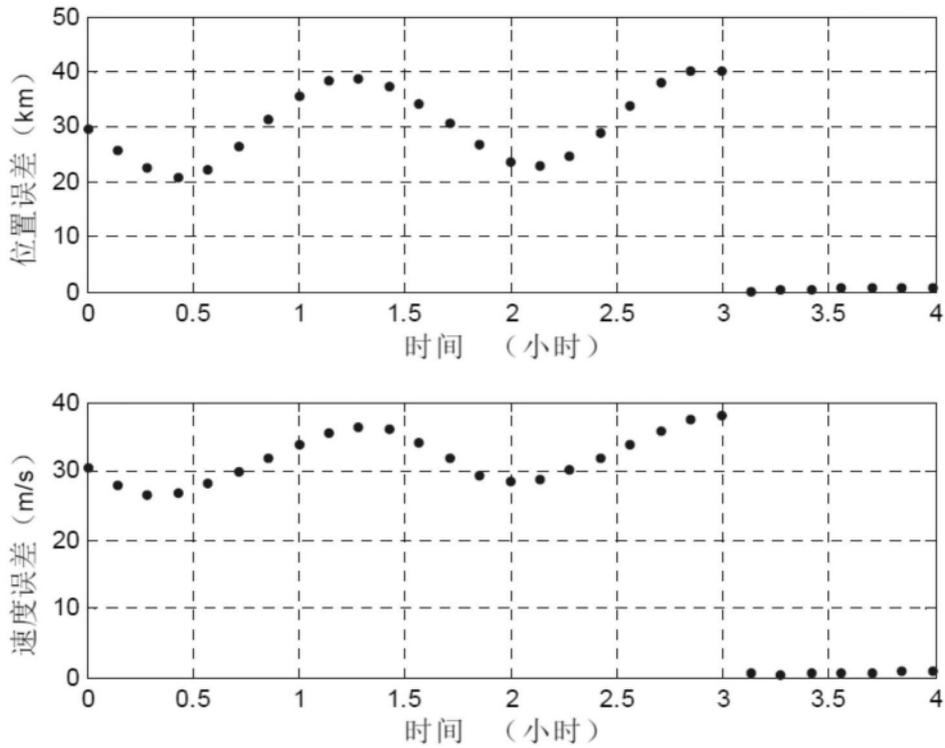


图5