

近地卫星简化轨道预报方法研究

童科伟, 周建平, 何麟书

(北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

摘要: 基于航天器轨道动力学的基本原理对轨道动力学模型简化, 以保持模型精度, 同时降低计算负担。某些简化的天文学模型包括岁差、章动、恒星时模型等。针对轨道坐标系、轨道动力学模型等, 利用引力加速度估计函数(GAAF)代替传统的计算量过大的球谐引力场函数模型。其它简化技术包括日月解析星历模型代替DE405模型、简化的大气密度模型以及用于轨道积分的 Bulirsch-Stoer 积分器等, 可进一步减少计算负担。算例表明, 本方法作为一种高精度的轨道积分器, 可用于星上计算或者轨道蒙特卡罗仿真。计算结果表明其计算时间远小于全尺度模型的1%, 而精度相当。算法由 CHAMP 卫星的真实星上 GPS 观测数据验证。

关键词: 航天器; 天文学; 轨道确定; 轨道动力学

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)04-1327-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.004

0 引言

航天器轨道计算通常有解析法(如拟平均根数法^[1])和数值积分法(如 Cowell 法^[2])。随着计算机技术的发展, 数值积分法特别是 Cowell 法得到了广泛应用。但 Cowell 法计算量大, 对于计算量有苛刻要求的应用, 如实时星上计算以及轨道蒙特卡罗仿真等, 必须减少计算量。本文针对 Cowell 法提出大量改进。航天器轨道预报涉及到两方面, 一方面是积分算法的采用, 另一方面是右端函数即轨道力学模型的计算。为了建立可靠的数值积分模型, 特别是为了星上轨道积分器设计, 本文从这两个方面出发, 在保证精度的前提下尽可能地予以简化。

1 航天动力学简化

1.1 J2000 坐标转换矩阵简化

一般轨道积分采用的方法如 Cowell 法等, 需要在地心惯性系(ECI)下直接积分, 常用的参考系为 J2000 平春分点平赤道惯性系(天文学中常称为 FK5, 目前的国际天球坐标系 ICRS 定义与之重合^[3])。而 GPS 等的观测数据取自 WGS84 坐标系(据 ITRF 的介绍, 基于 GPS 观测数据定义的新版 WGS84 坐标系, 与国际大地参考坐标系 ITRS 或地心固连坐标系 ECEF 的误差仅为分米级, 可认为二

者属同一坐标系)^[3], 而且地球引力场模型也是建立在 ECEF 坐标系下的。因此如何从地心固连坐标系到地心惯性系的转化是航天器动力学的一个基本问题。目前常用的理论是国际天文联合会提出的 IAU1980 模型, 及更精密的 IAU2000 和 IAU2006 模型等。

IAU1980、IAU2000 和 IAU2006 的具体实现可参考 SOFA^[4] (Standards of Fundamental Astronomy, 基础天文标准库, 一个 Fortran77 的天文学程序库)。其中 IAU2000 和 IAU2006 的精度更高。如岁差模型中 IAU2000 模型是 IAU1980 模型的修正, 其中主要包括坐标系偏差修正。而 IAU2006 岁差模型是一个全新的修正, 由四个 Fukushima-Williams 角 γ 、 ϕ 、 ψ 和 ε_4 代替了传统的三个欧拉角 ζ 、 z 和 θ , 优点是自动包括了坐标系偏差, 而不用另加附加修正项。对于章动模型, IAU1980 理论采用具有 106 项的三角系数和来考虑其主要项, 另外还有一个 4 个系数的 Seidelmann 修正项, 以及 85 项系数和的行星作用修正项, 其精度约在 10^{-4} 角秒^[4]。IAU2000 模型基于天文学理论的发展和大量的观测数据, 目前的精度已达 10^{-7} 角秒, 其公式包括 1365 项附加项, 其中 678 项为日月章动系数项, 687 项为行星章动系数项^[4]。

J2000 坐标转换矩阵涉及到岁差、章动、格林尼治恒星时和极移。由于 ECEF 和 ECI 的转换矩阵及

其重要性,其计算精度和计算效率对整个算法有很大影响。以下简述其简化:

对于岁差模型,可采用 IAU1976 模型,省略其它偏差项。经数值验证,对地球轨道而言误差可忽略。岁差矩阵 \mathbf{P} 计算公式见刘林^[1]、Vallado^[5]。

目前极移还没有理论模型可采用,其观测数据由 IPMS(International Polar Motion Service)测量然后由 IERS(International Earth Rotation Service)发布,并由 IERS 提供一段时间内的极移预测值。极移旋转矩阵的定义见 Vallado^[5]。由于极移都是小角度,可采用简化形式:

$$\mathbf{P}\mathbf{M} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & -y_p \\ -x_p & y_p & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

恒星时涉及到格林尼治瞬时恒星时 θ_{AST} 和格林尼治平恒星时 θ_{GST} 。二者的差别称为春分点方程。

即:

$$\theta_{AST} = \theta_{GST} + EE \quad (2)$$

从 1994 年起引入了补偿项 EE 即为春分点方程项,其计算涉及到章动模型计算,在此予以简化^[5]:

$$EE = \Delta\psi \cos\epsilon + 0.00264'' \sin\Omega_M + 0.000063'' \sin 2\Omega_M \quad (3)$$

旋转矩阵 \mathbf{G} 定义见 Vallado^[5]。

由前述可见,最复杂的模型是章动模型,其影响主要来自于月球及行星作用。Seidelmann 给出了一个描述章动长期项的近似公式^[6]:

$$\Delta\psi = -0.0048^\circ \sin(125^\circ - 0.05295^\circ d) - 0.0004 \sin(200.9^\circ + 1.97129^\circ d) \quad (4)$$

$$\Delta\epsilon = 0.0026^\circ \cos(125^\circ - 0.05295^\circ d) + 0.0002 \cos(200.9^\circ + 1.97129^\circ d) \quad (5)$$

其中: d 为距 2000 年 1 月 1 日 12 时 UTC 的天数。章动旋转矩阵的定义见 Vallado^[5]。

考虑到小角度可以简化, Vallado 建议近似计算时忽略所有二次和高次项,此时章动旋转矩阵简化为^[5]:

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta\psi \cos\epsilon & -\Delta\psi \sin\epsilon \\ \Delta\psi \cos\epsilon & 1 & -\Delta\epsilon \\ \Delta\psi \sin\epsilon & \Delta\epsilon & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

其中:黄赤交角为平黄赤交角与差值的和,即: $\epsilon = \bar{\epsilon} + \Delta\epsilon$ 。

利用 SOFA 计算发现,Seidelmann 的近似公式可极好地模拟章动长期项,但全部短周期项都被忽略。计算结果表明,相对于 IAU2006 引起的最大误差为: $\Delta\psi$ 误差约为 $\pm 0.00023746^\circ$, $\Delta\epsilon$ 误差约为 $\pm 0.00014303^\circ$ 。对于 4000 km 的卫星而言,这仅分别相当于 43 m 和 26 m 的误差。

通过以上分析,最后从 ECI 到 ECEF 的坐标转移矩阵或称 J2000 坐标旋转矩阵就成为

$$\mathbf{L}_{ECI}^{ECEF} = \mathbf{P}\mathbf{M} \times \mathbf{G} \times \mathbf{N} \times \mathbf{P} \quad (7)$$

以上简化仅适用于绕地球运行的航天器轨道,对于行星际航行或者 VLBI(甚长基线干涉测量)等应用推荐使用 IAU2006 理论,或者至少采用 IAU1980 理论,以减少坐标转换误差。

1.2 加速度项近似

1.2.1 引力加速度估计函数

引力场模型的计算公式基于球谐函数,每次计算都需要计算一组 Legendre 多项式。常用的引力场模型如 JGM3、EGM96 等模型的阶数都很大,一般达到 70×70 阶。要想准确地计算引力加速度,需要利用高阶模型,这会带来巨大的计算量。Hujak^[7] 提出引力加速度估计函数(Gravity Acceleration Approximation Function, GAAF),把地球的引力加速度用瞬时地球伪地心表示的瞬时二体加速度模型来表示,然后用分数多项式来拟合各个高度的固定经纬度的一组伪中心。对各种经纬度计算出一组多项式系数并存储起来,利用这些预先计算出来的系数插值就可以计算出引力加速度。整个计算流程如下。

伪中心方法:

给定实际航天器在 ECEF 下的引力加速度 \mathbf{a}_{ECEF} ,把地球当作考虑 J2 项的椭球体,可计算出一个伪地心:

$$\mathbf{c}_{ECEF} = \mathbf{r}_{ECEF} + \sqrt{\mu} \frac{\mathbf{a}_{ECEF_0}}{|\mathbf{a}_{ECEF_0}|^{3/2}} \quad (8)$$

其中: $\mathbf{a}_{ECEF_0} = \mathbf{a}_{ECEF} - \mathbf{a}_{ECEF_{J_2}}$, $\mathbf{a}_{ECEF_{J_2}}$ 表示由 J2 项引起的加速度, \mathbf{c}_{ECEF} 表示伪地心,其它符号定义可见文献[1]。

伪中心多项式函数:

首先需要确定航天器的高度范围,并求得一组可以复原引力加速度的系数。如考虑 LEO 圆或近圆轨道的交会对接,其高度范围主要在 200 ~ 400 km。

考虑利用伪中心多项式把伪中心表示为高度的拟合函数。

为了拟合在所求高度范围的给定经纬度的伪中心,可以采用有理函数模型:

$$c_i = \frac{a_0 + a_1x + a_2x^2 + \dots + a_{n-1}x^{n-1}}{1 + b_1x + \dots + b_{d-1}x^{d-1}} \quad (9)$$

其中: $x = \frac{h - h_{\min}}{h_{\max} - h_{\min}}$, $i = 1, 2, 3$ 代表 x, y, z 三个方向, a, b 为多项式系数。这个估计式数学上称为 Pade 近似,有时也称为有理函数逼近^[8]。

或者采用多项式模型:

$$c_i = a_0 + a_1x + a_2x^2 + \dots + a_{p-1}x^{p-1} \quad (10)$$

考虑到下文求解正规方程时的奇异性,一般取项数 $p < 10$ 。

一般来说,有理函数比多项式函数性能更好^[8]。

高度伪中心插值:

Hujzak 建议采用六点双变量插值方案,通过固定经纬度的伪中心系数插值计算出某任意位置的伪中心^[7]。双变量六点插值公式见文献[9]。

由上面的介绍可知,GAAF 的过程主要有两步,第一步是拟合,然后是插值。许多应用 GAAF 的文献都关注于如何提高拟合的精度^[10-11],本文发现由于六点双变量插值方案仅是一个三阶方法,无谓地提高拟合精度实际上并不能提高引力加速度的估计精度,而提高精度必然需要更多的拟和系数,使得存储量庞大,反而不利于实际应用。

存储要求:

双精度计算时,需要存储的字节数为:

拟合系数 \times 经度数 \times 纬度数 $\times 3 \times 8$ byte

其中:3 表示三维空间的三个方向,8 为双精度浮点数的存储位数。如对于轨道高度 400 km,倾角约为 42°的 LEO 轨道,考虑经度为 $-180^\circ \sim 180^\circ$,纬度为 $-45^\circ \sim 45^\circ$ 。选择经纬度的间隔为 2°。这样经度个

数为 181,纬度个数约为 46。若取拟合系数的阶数为 6,则双精度计算需要的存储量约为 1.1Mb。

拟合系数求解:

对于多项式模型可以采用最小二乘法求解。

对于有理函数模型,可以利用文献[8]的切比雪夫有理函数逼近法 ratslsq 计算。

算例:

考虑 200 ~ 400 km 的倾角约为 42°的近地圆轨道。算例发现,为了提高拟合精度,增加多项式的阶数是一个直观的考虑。但阶数越大,奇异性越大,此时可用奇异值分解求解,缺点是计算量较大。此外对拟合模型而言,有理函数模型要优于多项式模型。对前述实例,取相同个数的系数,有理函数模型的拟合精度约高于多项式模型一个量级。

另外还发现,无谓地增加拟合精度不必要,因为最终引力加速度的估计精度还与插值有关。本处的六点双变量插值法仅是三阶算法,如果完全不顾及插值精度而采用更高阶的模型拟合将使得需要存储的系数数量极大,浪费内存。本文发现对于 200 ~ 400 km 的近地圆轨道,6 个系数的多项式模型或者 4-1 个系数(表示分子多项式有 4 个系数,分母多项式有 1 个系数,共 5 个系数)的有理函数模型比较合理,再增加系数的个数对提高加速度估计精度的贡献极为有限。

采用 EGM96(在此称为全维模型,根据 Vallado 等^[12]关于引力模型的发展史的介绍,它比 JGM3 更新)的 70 \times 70 阶模型作为比较标准。分别计算 30 \times 30 EGM96 模型、65 \times 65 EGM96 模型、GAAF 有理函数 4-1 阶模型、GAAF 多项式函数 6 阶模型,并与全维模型的轨道加速度比较。

分别计算 30 \times 30 EGM96 模型、65 \times 65 EGM96 模型、GAAF 有理函数 4-1 阶模型及 GAAF 多项式函数 6 阶模型与全维模型的轨道加速度差值。求得的误差均值和标准差如表 1 所示。

表 1 引力模型比较

Table 1 Comparison of gravity model

	均值(1E-8 m/s ²)	标准差(1E-6 m ² /s ⁴)
30 \times 30 阶	[3.555;0.112; -0.438]	[8.126;6.861;7.797]
65 \times 65 阶	[-0.369; -2.963; -1.570]	[0.7544;0.6300;0.7367]
有理函数模型	[0.1232;0.1639; -0.0763]	[0.4685;0.3209;0.3988]
多项式模型	[0.1234;0.1640; -0.0764]	[0.4685;0.3209;0.3988]

由表 1 可见,GAAF 模型具有极高的精度,甚至超过了 65 × 65 阶引力模型的精度,这主要是由于引力场模型的 Legendre 系数收敛速度并不快造成的(由引力场模型数据可见,即使在 70 阶时其量级也在 1E - 9 ~ 1E - 10 之间),而 GAAF 的计算量仅相当于 5 × 5 阶引力模型^[7]。此外,系数更少的有理函数模型与多项式模型的精度相当。

综上考虑,推荐实际应用时采用有理函数模型。拟合算法采用切比雪夫有理函数逼近^[8]。

1.2.2 大气模型简化

目前广泛应用的高精度大气模型当属 Jacchia 系列和 MSIS 系列。Akins 等^[13]比较了 MSIS 大气模型系列和 Jacchia 大气模型系列对于定轨精度的影响,结果表明,最新的 NRLMSISE 2000 模型略好于 Jacchia 大气模型,因此本文选用 NRLMSISE 2000 作为参照标准。

各种大气数值模型的计算方法都非常复杂,但即使是上述高精度模型,其自身还存在许多固有不确定性,因此可采用简化的大气模型。本文采用刘林^[1]第 11 章的一种简化的近似大气模型(SAM),但增加一个比例系数以综合考虑太阳辐射和地磁的影响,即:

$$\rho = C\rho_0(1 + \cos^4(\varphi/2)) \exp[-(r - r_0)/H(r)] \tag{11}$$

其中: C 为一比例因子,用于补偿其它未知因素的影响,如某一段时间的太阳活动、地磁活动对于大气密度的影响,默认值为 1。其它参数定义见文献[1]。

1.2.3 解析的日月位置矢量

采用 JPL 的星历表 DE405 等可以求得精确的日月位置矢量,但缺点是计算量和存储量太大。简化时考虑采用基于长期项的日月位置解析模型^[1]。

数值试验比较发现对于 400 km 的近地轨道卫星日月解析模型的三体摄动加速度误差量级都在 1E - 10 m/s²。因此采用解析模型代替 DE405 计算日月位置矢量完全合理,这可以大大简化日月三体摄动加速度和太阳光压的计算。

1.2.4 轨道动力学模型定轨测试

基于以上考虑,比较简化轨道和全维轨道,轨道参数见表 2。

从 JPL^[14]下载 CHAMP(CHAMP 是由德国 GFZ 研制的小卫星,主要用于地球科学实验。目前

CHAMP 的轨道高度约为 355 km 左右,与载人航天的轨道高度差不多,具有极高的参考意义)的精确到分米级的定轨数据,将其当作真实的轨道数据。JPL 的精密轨道数据是利用 CHAMP 的星载 GPS 接收机的实测数据,由 GIPSY/OASIS II 软件计算而来。

表 2 轨道积分算法参数

Table 2 The parameters of orbit determination algorithm

	全尺度模型	简化模型
转换矩阵	IAU1980	简化模型
引力	EGM96 70 × 70	EGM96 30 × 30, GAAF
星历	JPL DE405	解析模型
大气模型	NRLMSISE 2000	简化的大气模型
太阳光压	利用 DE405 计算	解析模型计算
积分器	RKF78	RKF78

选取 2006 年 9 月 22 日的 CHAMP 轨道数据,其初始轨道状态为 J2000 坐标下的状态:2006 年 09 月 21 日 20 点 58 分 46.00 秒(UTC),位置矢量:5973.727488 km, -650.734486 km, -3048.941812 km,速度矢量:3.49274789 km,0.03802285 km,6.84959236 km。

RKF78 自适应积分器的参数为:相对误差:1E-13,最小步长 1 s,积分区间 60 s,积分总时间 1.127 天(此为 JPL 提供的精密轨道的弧段),即从 2006 年 09 月 21 日 20 点 58 分 46.00 秒积分到 2006 年 9 月 23 日 00 时 00 分 46.00 秒。

程序语言为 JAVA,计算机配置为:奔四 3.0G CPU,1G 内存,Windows XP SP2 操作系统。

轨道积分与 CHAMP 分米级精密轨道比较。全尺度模型的定轨误差如图 1 所示。

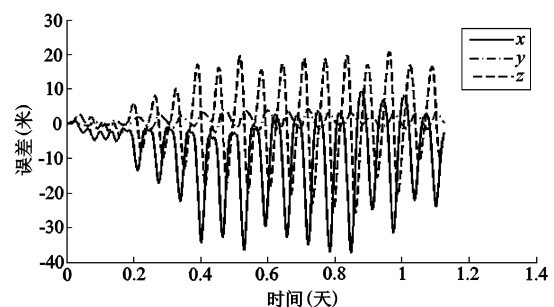


图 1 全维模型定轨误差

Fig. 1 Orbit determination errors of full scale model

引力模型采用 EGM96 30 × 30 的简化模型,定轨误差如图 2 所示。

引力模型采用 GAAF 的简化模型,定轨误差如图 3 所示。

定轨结果比较如表 3 所示。

为了比较本文轨道动力学模型的性能,采用 STK/HPOP (高精度轨道确定, High Precision Orbit Determination) 模块,选用同样的力学模型: EGM96 70×70 引力模型、NRLMSISE 2000 大气阻力模型、

太阳光压、日月三体引力摄动。轨道积分器同样采用 RKF78 积分器,相对误差取 $1E - 13$,最小积分步长 1s,积分区间 60 s。太阳辐射指数 F10.7 约为 73,地磁指数 K_p 约为 1.57。与 JPL 的精密定轨数据比较,定轨误差如图 4 所示。

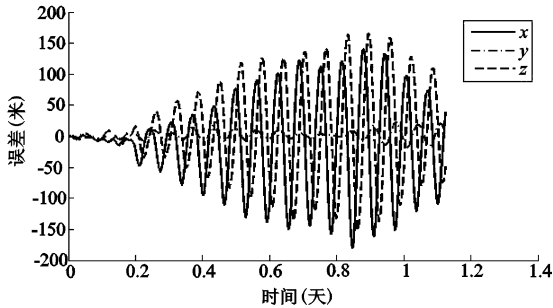


图 2 EGM 96 30×30 模型定轨误差

Fig.2 Orbit determination errors of EGM 96 30×30 model

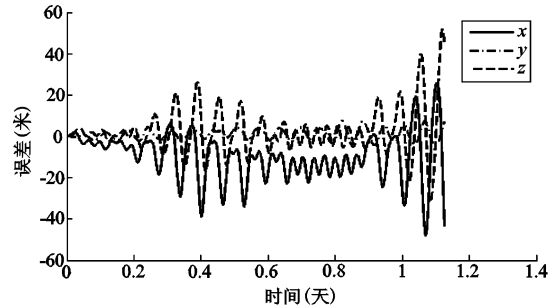


图 3 GAAF 模型定轨误差

Fig.3 Orbit determination errors of GAAF model

表 3 轨道计算结果

Table 3 Orbit determination results

	X 轴最大误差 (m)	Y 轴最大误差 (m)	Z 轴最大误差 (m)	计算时间 (s)
全尺度模型	37.3058	4.1858	25.8873	360
简化模型 (EGM96)	181.15	22.45	165.50	10.4
简化模型 (GAAF)	48.01	7.76	51.82	6.2

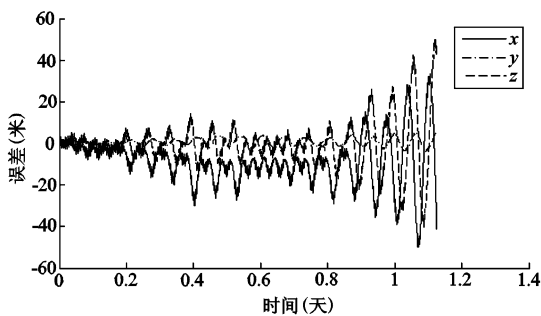


图 4 STK/HPOP 定轨误差

Fig.4 Orbit determination errors of STK/HPOP

由图 4 可见,STK/HPOP 的定轨结果与全尺度模型的定轨精度基本一致,本文全尺度模型的精度稍好。这主要是因为 NRLMSISE 2000 大气模型的输入参数不一致造成的,STK/HPOP 的大气模型采用 AGI 公司自己的模型和数据类型,且输入的地磁指数为 K_p ,而 Goddard 空间飞行中心的大气模型采用另一个地磁指数 A_p 。

由以上结果可见,利用 GAAF 的简化动力学模型可保证定轨精度,并极大地减少计算负担。其计算时间仅为 30×30 阶 EGM96 引力模型的简化动力

学模型的 59.6%,仅为全尺度计算模型计算时间的 2%。GAAF 简化模型的计算精度与全尺度计算模型相当,其精度稍低,比 30×30 阶 EGM96 引力模型的简化动力学模型的精度要高得多。全尺度模型和 GAAF 的简化模型的定轨结果与 STK/HPOP 的定轨结果类似。当然由于轨道初值是有误差的(误差为分米级),因此这里的结果并不能说明哪种定轨模型更好,而只是说明了简化动力学模型也同样可以用于中等精度的定轨,特别是星上实时定轨。

2 轨道积分算法改进

以上基于航天器轨道动力学讨论了积分器的右端函数的简化,另一个减少计算量的重要途径就是选择合适的积分算法。目前最广为人知的积分算法是 Runge-Kutta 法,此类算法中能力最强、应用最广的方法主要是基于嵌入的自适应步长控制法 Runge-Kutta-Fehlberg (RKF) 法以及 Dormand-Prince 45 (DP45) 法等^[15]。此外还有一类与 Runge-Kutta 法完全无关的积分算法,由 Bulirsh 和 Stoer 发明,称为 Bulirsch-Stoer (BS) 法^[15]。

Dormand 和 Prince 提出的 DP45 法是目前计算性能最为出色的 Runge-Kutta 法之一,它基于 RKF 法改进而来。Matlab 的 ODE45 是一个很好的实现,数值实践表明此方法的效果要优于 RKF 法^[16]。

Bulirsh 和 Stoer 发明了另一种基于 Richardson 外推以及修正的中点法(即 Gragg 法,修正的蛙跳法)的积分方法 BS 法。其中 Richardson 外推通过有理函数外推或者多项式外推来极好地近似解析函数。其步长 h 可以取得较大,使得此时“阶次”失去意义。另一关键思想是让误差函数是严格的偶函数,即使有理函数或者多项式逼近的步长为 h^2 而不是 h 。

BS 方法的主要缺点是对非光滑函数或积分区间有奇异点时效果不好。除此之外 BS 方法是目前所有常微分方程初值问题求解方法中以最小计算量达到求解精度的最好的方法。具体的算法细节参阅 Press 等^[8]第 16 章及 Stoer 等^[15]第 7 章。

表 3 比较了利用 DP45 法和 BS 法,采用简化轨道动力学计算一天多的 CHAMP 轨道所花的时间及误差。

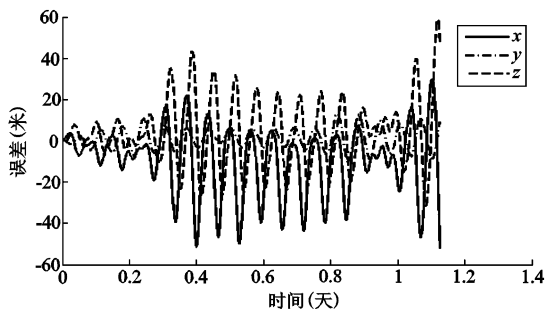


图 5 简化模型(DP45)定轨误差

Fig. 5 Orbit determination errors of simplified model (DP45)

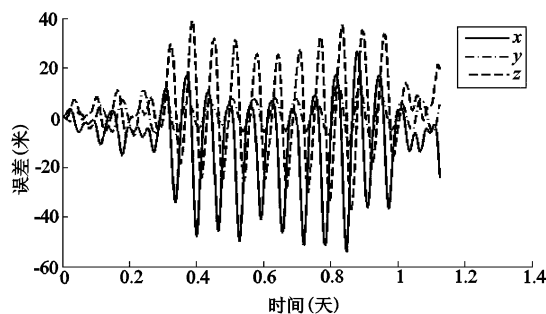


图 6 简化模型(BS)定轨误差

Fig. 6 Orbit determination errors of simplified model (BS)

DP45 和 BS 两种方法积分与实际轨道比较的误差分别如表 4 所示。

表 4 轨道计算结果

Table 4 Orbit determination results

	X 轴最大 误差 (m)	Y 轴最大 误差 (m)	Z 轴最大 误差 (m)	计算时间 (s)
DP45	51.81	13.34	59.11	2.06
BS	54.01	13.18	39.01	1.70

由表 4 可见,DP45 法的计算时间只相当全尺度模型的 0.57%,BS 法的计算时间只相当全尺度模型的 0.47%。BS 法的计算量只有 DP45 法的 82% 左右,能进一步减少计算量,而二者精度相当。BS 法的计算效率要比 RKF78 和 DP45 高,正如 Press 等所说的,BS 法是目前求解初值问题的方法中达到所需精度最快的方法^[8]。由于地球卫星的轨道预报中不存在奇异点,也不存在不光滑的状态,因此 BS 法完全可以用于轨道动力学计算。

3 结论

本文提出一种简化航天器轨道动力学的轨道预报方法,主要涉及轨道动力学模型简化和轨道积分算法的改进。其中轨道动力学模型的合理简化在基本不损失精度的同时极大地减少了计算量,而通过选择适当的积分算法,进一步提高了计算效率。

算例表明,适度的简化并不会降低轨道预报的精度。利用引力加速度估计函数代替球谐函数可以极大地减小计算量,而精度几乎没有损失。采用基于引力加速度估计函数和解析日月位置矢量模型极大地简化了航天器轨道动力学模型的计算。而针对 J2000 坐标转换矩阵中章动模型过于复杂且计算量太大的缺点,利用某种基于长期项的修正予以合理简化。

另外不只是 Runge-Kutta 积分法可以用于航天器轨道预报,本文成功而高效地把 Bulirsh-Stoer 法应用于航天器轨道预报,数值实验证明能进一步减小计算量。

数值结果表明经过本文的简化,航天器轨道动力学的计算效率提高了 210 多倍,而性能几乎没有损失。本文提出的简化轨道动力学计算方法是一种极有前途的星上算法,而且也适用于实时轨道仿真和实时轨道控制计算的 Monte-Carlo 仿真,具有非常

重要的工程意义。

参考文献:

- [1] 刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000. [LIU Lin. Orbit Theory of Spacecraft[M]. Beijing: National Defense Industrial Press, 2000.]
- [2] BATTIN R H. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics[M]. New York; AIAA, 1987.
- [3] ITRF. International Terrestrial Reference Frame. 2007. [2007 - 10 - 10]. <http://itrf.ensg.ign.fr/>.
- [4] SOFA. Standards Of Fundamental Astronomy. Oxfordshire, United Kingdom; IAU SOFA Center, 2007. [2007 - 10 - 10]. www.iau-sofa.rl.ac.uk.
- [5] VALLADO D A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications[C]. Third Edition. California; Microscosm Press, 2007.
- [6] SEIDELMANN P K. Explanatory supplement to the astronomical almanac[C]. California; University Science, 1992.
- [7] HUJSAK R S. Gravity acceleration approximation function[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 1996, 93: 335 - 349.
- [8] PRESS W H, TEUKOLSKY S A, VETTERLING W T, FLANNERY B P. Numerical Recipes in C++, The Art of Scientific Computing. Second Edition[M]. Beijing; Publishing House of Electronics Industry, 2003.
- [9] ABRAMOWITZ M, STEGUN I A. Handbook of Mathematical Functions[M]. New York; Dover Publication, 1965.
- [10] GOLDSTEIN D B. Real-Time. Autonomous precise satellite orbit determination using global positioning system[D]. PhD thesis. Colorado; University of Colorado, 2000.
- [11] ZHOU Ning. Onboard orbit determination using GPS measurements for low earth orbit satellites[D]. PhD thesis, Queensland, Australia; Queensland University of Technology, 2004.
- [12] VALLADO D A, Raytheon. A Summary of Astrodynamics standards. AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference. QUEBEC CITY, CANADA; AAS Publications Office, 2001.
- [13] AKINS K, HEALY L, COFFEY S, PICONE M. Comparison of MSIS and Jacchia Atmospheric Density Models for Orbit Determination and Propagation. 13th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Ponce, Puerto Rico; AAS, 2003.
- [14] JPL. CHAMP. 2007. <http://genesis.jpl.nasa.gov/zope/GENESIS/Missions/CHAMP>.
- [15] STOER J, Bulirsch R. Introduction to Numerical Analysis. Second Edition. New York; Springer-Verlag, 1992.
- [16] SHAMPINE L F, REICHEL T M W. The MATLAB ODE Suite. SIAM Journal on Scientific Computing, 1997, 18(1): 1 - 22.

作者简介:童科伟(1982 -),男,博士生,研究方向为飞行器设计。

通信地址:北京航空航天大学宇航学院何麟书转童科伟(100191)

电话:13810171459

E-mail:tongkewei@126.com

A Reduced Orbit Propagation Model of Low-Earth Orbit Satellite

TONG Ke-wei, ZHOU Jian-ping, HE Lin-shu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Techniques to simplify the orbit dynamics models are developed to reduce the computational burden while keeping full model accuracy based on spacecraft orbit dynamics. Some simplified astronomy models are introduced to represent orbital astronomy including precession, notation, sidereal time, etc. A Gravity Acceleration Approximation Function (GAAF) is used to replace the traditional computational expensive spherical harmonic representation of the gravity field. Other simplification techniques, including solar & lunar analytic ephemerides instead of DE405, simplified atmosphere density model and Bulirsch-Stoer integrator for orbital integration, can further be used to reduce computational complexity. Examples show that, as an accurate orbit integrator, the proposed algorithms can be used for onboard calculation or orbital Monte-Carlo simulation, its computing time is far less than 1% of the full model while keeping similar accuracy. The proposed algorithm is successfully validated by using real onboard GPS observation data from CHAMP satellite.

Key words: Spacecraft; Astronomy; Orbit determination; Orbit dynamics