

尹凡, 马淑英, 李晶等. 大气阻力引起卫星轨道衰减的数值模拟. 地球物理学报, 2013, 56(12): 3980-3987, doi:10. 6038/cjg20131204.

Yin F, Ma S Y, Li J, et al. Simulation of orbit decay for LEO satellites caused by atmospheric drag. *Chinese J. Geophys.* (in Chinese), 2013, 56(12): 3980-3987, doi:10. 6038/cjg20131204.

大气阻力引起卫星轨道衰减的数值模拟

尹 凡^{1,2}, 马淑英^{2*}, 李 晶², 冯定华¹, 王西京¹, 周云良²

1 宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043

2 武汉大学电子信息学院, 武汉 430072

摘 要 本文以德国低轨道卫星 CHAMP 为例, 联合考虑地球扁率和大气阻力摄动的影响, 对相应摄动方程进行数值积分, 计算轨道根数变化, 并进而计算得到卫星空间位置, 由此模拟考察大气阻力引起的轨道高度衰减. 模拟中使用综合考虑了太阳辐射和磁暴等多种因素影响的最新国际大气标准 JB2008 模式来计算热层大气密度. 选取 CHAMP 卫星轨道高度自然衰减(无点火提升卫星高度操作)的 2005 全年进行模拟; 为了考察不同年份阻力系数的可能变化, 对 2002 年 1—3 月处在较大高度的轨道也进行了模拟. 考虑到 CHAMP 卫星的特殊几何构形及飞行高度的热层温度条件, 取阻力系数大于 2.8, 并在一定范围内变化, 以求得模拟与实际轨道衰减符合较好. 结果表明, 对于 2005 年, 阻力系数为 2.91 时模拟得到的轨道高度的衰减与实际轨道衰减符合得最好, 模拟与实际轨道半长轴全年的标准偏差为 81 m; 在卫星高度稍高的 2002 年, 模拟的最佳阻力系数为 3.0; 模拟所得最佳阻力系数值比传统使用的值 2.2 大 30% 以上. 由于在模拟中忽略了高阶保守力分量, 所得近/远地点高度没有出现实际轨道所显示的周期性起伏.

关键词 低轨卫星, 轨道衰减, 大气阻力摄动, 阻力系数, 热层大气模式

doi:10. 6038/cjg20131204

中图分类号 P35

收稿日期 2013-02-20, 2013-10-27 收修定稿

Simulation of orbit decay for LEO satellites caused by atmospheric drag

YIN Fan^{1,2}, MA Shu-Ying^{2*}, LI Jing², FENG Ding-Hua¹,
WANG Xi-Jing¹, ZHOU Yun-Liang²

1 State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an 710043, China

2 School of Electronic Information, Wuhan University, Wuhan 430072, China

Abstract Considering jointly the perturbations due to earth's oblateness and atmospheric air drag, the LEO satellite orbit decay has been simulated for CHAMP by numeric integration on the relevant perturbation functions to derive variations of orbit elements and calculate the satellite spatial positions. In the simulation the newly proposed international standard atmosphere of JB-2008 is used to produce the air mass density, which takes both the solar radiation and geomagnetic activity comprehensively into account. The simulation is performed for 2005 when there were not either firing for lifting the spacecraft or major attitude change and thus the spacecraft orbit underwent a natural decay. In order to inspect the possible change in the coefficient at higher altitude, the orbit in 2002 is also simulated for the first three months. In

基金项目 国家教育部博士学科点专项科研基金(200804860012), 宇航动力学国家重点实验室开放基金(2012ADL-DW0302), 以及国家自然科学基金(41104119, 41274194)资助.

作者简介 尹凡, 1976 年生, 男, 汉族, 湖北省武汉市人, 博士, 武汉大学电子信息学院讲师, 研究方向为电离层/热层环境卫星探测技术.

* **通信作者** 马淑英, 1945 年生, 女, 汉族, 北京人, 武汉大学教授、博导, 主要研究领域空间物理与探测. E-mail: syma@whu.edu.cn

consideration of particular shape of the CHAMP spacecraft and the thermospheric condition in which the spacecraft is flying, we adopted the air drag coefficient larger than 2.8 and varying in a range to find the optimum drag coefficient. It is found that for 2005 year the simulated orbit altitude decay is consist with the real one best when the drag coefficient being as 2.91 as large. The simulated semi-major axis length shows a standard deviation in respect with observed ones as small as 81 m. At higher orbit altitude in 2002, the simulated optimum drag coefficient is estimated at 3.0. Thus the resulted coefficients are much larger than the conventionally used value of 2.2. The simulated decaying apogee and perigee exhibit no periodic fluctuations that exist by contrast in the real orbit decays, which may be due to neglecting the higher order gravity components in the present simulation.

Keywords LEO satellite, Orbit decay, Air drag perturbation, Drag coefficient, Themospheric model

1 引言

考虑大气阻力影响的卫星轨道模拟计算,对于低轨卫星(1000 km 高度以下)的轨道设计和飞行轨道预测以及轨道衰落预警具有重要的意义. 大气阻力系数和沿飞行轨道的热层大气总质量密度,是影响低轨卫星轨道高度衰减的重要参数;对复杂形状卫星的阻力系数的精确估计和热层大气总质量密度的高精度预测,目前仍然是国际热点与难点问题.

我们在进行暴前平静大气相对标定时发现^[1],对于 CHAMP 这样具有复杂构形的卫星,阻力系数在 2.4 至 3.6 之间变化. Moe & Moe^[2]研究了不同形状飞行器在不同高度上的阻力系数,据此可外推得到类长柱状复杂形状飞行器在 400 km 高度处的大气阻力系数大于 3.0;并指出,在较大高度上飞行的卫星,由于表面材料被原子氧逐渐蚀化,可能会造成阻力系数随时间而增长.

Jacchia 大气模型^[3]系列是 20 世纪 60 年代后发展建立起来的国际标准大气模式,其 77 版一直沿用到 21 世纪;同时,在 1977 年以后 MSIS 系列模式^[4-5]被广泛使用;20 世纪后期,美国海军实验室对 MSIS 模式加以改进形成 NRLMSISE-00 模式^[6],在科学界与工程上获得重要应用. 近年来, Bowman 等人对 Jacchia 模型加以改进建立了 JB-2006 模型^[7]. 该模型相对 Jacchia 模型的主要改动是太阳辐射通量的输入,以及大气密度半年变化和地方时变化的修正. 该模型中输入的太阳辐射由三个分量组成,分别是:基于 SOHO 卫星 EUV 传感器数据的 S_{10} ;基于 FUV MgII 传感器数据的 Mg_{10} ;以及 10.7 cm 波长微波辐射通量 F10.7. 用于建立该模型的大气密度数据来自从 1978—2004 年的多颗卫星,这些卫星

的近地点高度范围在 175~1100 km 之间. 之后, Bowman 等人在 JB-2006 模式的基础上,引进 Dst 指数作为磁暴期间大气密度变化的控制和预测参数,发展建立了 JB-2008 模式^[8];目前它已经被提议作为 120 km 高度以上大气总质量密度的最新国际大气标准.

本文以德国低轨道卫星 CHAMP^[9]为例,联合考虑地球扁率和大气阻力摄动的影响,对相应摄动方程进行数值积分,计算轨道根数变化,并进而计算得到卫星空间位置坐标,由此考察大气阻力引起的轨道高度的衰减. 在大气阻力摄动的模拟中,使用综合考虑了太阳辐射和磁暴等多种因素影响的最新国际大气标准 JB-2008 模式;参照国际最新研究成果,并考虑 CHAMP 卫星的特殊几何构形与表面材料以及热层温度条件,调整大气阻力系数为在 2.8~3.5 之间变化以探寻较佳取值.

2 基本公式

本文模拟计算使用的受摄二体问题与相关摄动力基本公式依据文献^[10]和^[11].

2.1 受摄二体问题

卫星在地球引力场中的运动方程为

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{F}_0(\mathbf{r}) + \mathbf{F}_\epsilon(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, t; \epsilon),$$

$$\mathbf{F}_0(\mathbf{r}) = \text{grad}(V_0) = -\frac{\mu}{r^2} \left(\frac{\mathbf{r}}{r} \right), \quad (1)$$

$$\mathbf{F}_\epsilon/\mathbf{F}_0 = O(\epsilon),$$

式中, \mathbf{r} 是卫星的位置矢量; \mathbf{F}_0 是中心天体(地球, 假设为等密度球体, 看作位于地心的质点)引力加速度; μ 是地球引力常数; \mathbf{F}_ϵ 是各种摄动力(加速度)之和, $\epsilon \ll 1$ 为小参数.

只考虑地球中心引力加速度时,运动方程化为

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{F}_0(\mathbf{r}) = \text{grad}(V_0) = -\frac{\mu}{r^2} \left(\frac{\mathbf{r}}{r} \right), \quad (2)$$

V_0 为相应于均匀密度球体的引力位,此方程即表示一个二体问题,而方程(1)则表示受摄二体问题,对于方程(2)所表示的无摄二体问题,相应的运动轨迹解为平面二次曲线(圆锥曲线),包括椭圆、抛物线和双曲线;对于围绕地球运动的卫星,其轨道为不变椭圆.椭圆轨道在空间中的位置和卫星在椭圆轨道上的位置由方程的 6 个积分常数确定,即轨道根数,包括半长轴 a 、偏心率 e 、倾角 i 、升交点赤经 Ω 、近地点幅角 ω 以及过近地点的时刻 τ ;第 6 个根数 τ 常由平近点角 $M=n(t-\tau)$ 来代替,此处 n 为卫星平均角速度, $n=2\pi/T$, T 是轨道周期;轨道平面内卫星位置与时间的关系由开普勒方程描述.

如前所述, \mathbf{F}_e 是各种摄动力(加速度)之和,包括地球非球形引力摄动、日月等第三体引力摄动以及非保守力摄动(例如大气阻力、太阳辐射压、姿态调整喷气动力摄动等).

2.2 简化的摄动方程

利用常数变易法可将问题(1)转化为以椭圆轨道根数 σ (六维列向量)描述的小参数方程,即摄动方程

$$\begin{aligned} \dot{\sigma}_i &= f(\sigma, t, \varepsilon), \\ \sigma(t_0) &= \sigma_0. \end{aligned} \quad (3)$$

本文主要考察大气阻力引起的低轨卫星轨道衰减,这里只考虑地球扁率(非球形引力摄动 J_2 项)和大气阻力摄动的影响,忽略高阶保守力和太阳辐射压等非保守力项.采用文献[10]中关于旋转大气阻力摄动方程式(11.58)至(11.63),形式如下:

$$\dot{\sigma}_E = \dot{\sigma}_i / \dot{E}_i. \quad (4)$$

以上各式中,右端含有与 $A_1\rho$ 或 $A_2\rho$ 成比例的项,它们代表大气阻力摄动.其中 ρ 是大气总质量密度,系数 A_1 和 A_2 的表达式为

$$A_1 = \left(\frac{C_D S}{m} \right) G^2, \quad A_2 = \left(\frac{C_D S}{m} \right) n_e G, \quad (5)$$

其中

$$G = \left(1 - \frac{rn_e}{v} \cos i \right) \approx \left(1 - \frac{r_{p0} n_e}{v_{p0}} \cos i \right), \quad (6)$$

式中, r 和 v 分别是卫星的地心高度和线速度大小; r_{p0} 是卫星近地点的初始地心高度; v_{p0} 是卫星过近地点的初始速度值; n_e 是大气旋转角速度(假定等于地球自转角速度); C_D 是阻力系数; S 是卫星有效面积; m 是卫星质量.

地球扁率引起的轨道进动采用以下公式(参见

文献[11]中的(4.5-63)式):

$$\frac{d\Omega}{dt} = -J_2 \frac{3n}{2(1-e^2)^2} \left(\frac{R_e}{a} \right)^2 \cos i, \quad (7a)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = J_2 \frac{3n}{4(1-e^2)^2} \left(\frac{R_e}{a} \right)^2 (5\cos^2 i - 1), \quad (7b)$$

$$\frac{dM}{dt} = n + J_2 \frac{3n}{4(1-e^2)^{3/2}} \left(\frac{R_e}{a} \right)^2 (3\cos^2 i - 1), \quad (7c)$$

式中, $J_2=0.0010826$, R_e 是地球赤道半径,轨道参数 $\Omega, \omega, M, a, e, i, n$ 等的含义如前所述.

3 CHAMP 轨道衰减模拟计算

3.1 计算方法与流程

对大气阻力摄动方程(4)和地球扁率摄动方程(7)做数值积分,时间步长为 10 s,获得 t_i 时刻 σ (轨道根数)的变化量 $\Delta X_i = \Delta X_{i,\text{drag}} + \Delta X_{i,J_2}$, 其中 $\Delta X_{i,\text{drag}}$ 和 $\Delta X_{i,J_2}$ 分别是大气阻力和地球扁率引起的轨道根数的变化,将变化量 ΔX_i 累加给上一个根数值 X_i ,得到 t_{i+1} 时刻的轨道根数 $X_{i+1} = X_i + \Delta X_i$; 每获得一个新的根数,计算卫星位置坐标,并利用 JB-2008 模式计算该位置的大气密度,用以计算大气阻力摄动,如此循环至结束.计算流程如图 1 所示.

3.2 卫星初始轨道

使用德国地学中心 GFZ 发布的快速科学轨道(Rapid Science Orbit, RSO)数据文件(<http://www->

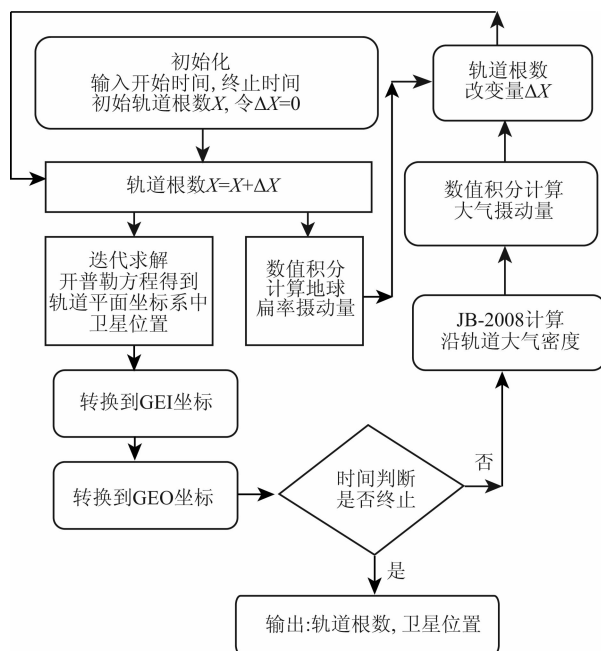


图 1 卫星轨道衰减模拟计算流程框图

Fig. 1 Flow chart for numerical simulation of satellite orbit decay

app2.gfz-potsdam.de/pub/op/champ) 计算卫星初始轨道根数,并以 RSO 数据作为实测轨道,将数值模拟得到的轨道衰减与其进行对比. RSO 数据利用地面 GPS 网和 CHAMP 星载 GPS 数据,采用简化动力学模型计算得到卫星位置与速度,在传统地球参考坐标系 (Conventional Terrestrial reference System, CTS) 中给出,时间分辨率为 10 s. 本文模拟计算以 2005 年为例进行,这一年 CHAMP 卫星没有进行提升轨道高度和重要姿态调整的燃料点火,其轨道经历自然衰减. 为了考察不同年份轨道衰减情况,对 2002 年 1—3 月处在较大高度(平均高出约 50 km)的轨道也进行了模拟. 模拟输入的初始轨道参数参见表 1.

表 1 卫星初始轨道根数
Table 1 Initial satellite orbit elements

	2005	2002
半长轴	6740.20025 km	6788.96577 km
偏心率 e	0.00167798287	0.00365388881
倾角 I	87.2208326°	87.2571349°
升交点赤经 Ω	244.586952°	309.00582°
近地点幅角 ω	54.45432786°	59.4978591°
平近点角 M	80.5996347°	345.529358°

3.3 阻力系数的选取

卫星受到的大气动力加速度为^[12]:

$$\ddot{\mathbf{r}}_a = C_F \frac{A_{\text{ref}}}{m} \frac{1}{2} \rho v_r^2 = \frac{(C_F A_{\text{ref}})}{m} \left(\frac{1}{2} \rho v_r^2 \right), \quad (8)$$

式中, C_F 是气动力系数矢量; A_{ref} 是卫星参考面积(它总是伴随着 C_F); m 是卫星质量; ρ 是大气质量密度; v_r 是大气相对于卫星的速度. 忽略气动升力和侧向力时,大气动力加速度简化为阻力加速度,用 \mathbf{a}_D 表示,其方向与卫星相对于大气的速度相反,系数矢量 C_F 变为阻力系数标量 C_D ,即

$$\mathbf{a}_D = C_D \frac{A_{\text{ref}}}{m} \frac{1}{2} \rho v_r^2 \mathbf{v}_r, \quad (9)$$

阻力系数 C_D 与卫星形状、表面材料、背景大气状况(分子质量与温度等)等因素有关. C_D 与卫星表面各平板的面积 A_i 及其法方向 \mathbf{n}_i 、各平面单元阻力系数 C_{di} 、各平板法向与卫星相对于大气飞行速度方向矢量 $\hat{\mathbf{v}}$ 之间有如下关系:

$$C_D A_{\text{ref}} = \sum_{i=1}^k A_i C_{di} (\hat{\mathbf{v}} \cdot \mathbf{n}_i), \quad (10)$$

式中 k 为卫星分解后的平面(板)个数. 要得到 C_D , 需要知道卫星宏观几何模型以及平面单元阻力系数

C_{di} . CHAMP 具有复杂的特殊外形,参见图 2; 宏观结构可分解为 13 块(也有一种是分为 15 块)平板,表 2 中给出了各平面的面积和法向矢量(卫星固定参考系中).

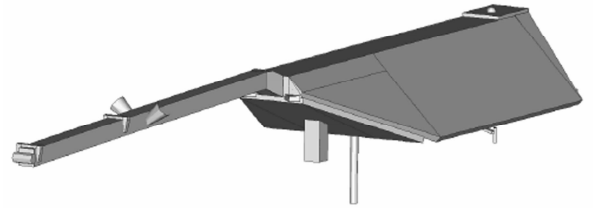


图 2 CHAMP 卫星外形

Fig. 2 CHAMP satellite figuration

表 2 CHAMP 卫星各平面的面积和法向矢量
Table 2 Area and normal direction of each panel of CHAMP satellite

面板	面积/m ²	面板法方向		
		X	Y	Z
顶面板	1.2920	1.0000	0.0000	0.0000
底面板	3.6239	-1.0000	0.0000	0.0000
左侧板	3.1593	0.7070	0.0000	0.7070
左后侧板	0.3020	-0.7070	0.0000	-0.7070
右侧板	3.1593	0.7070	0.0000	-0.7070
右后侧板	0.3020	-0.7070	0.0000	0.7070
尾面板	0.4902	-0.3420	-0.9397	0.0000
正前面板	1.2199	-0.9397	0.3420	0.0000
伸杆顶面	0.9300	1.0000	0.0000	0.0000
伸杆底面	0.9300	-1.0000	0.0000	0.0000
伸杆左面	0.9300	0.0000	0.0000	-1.0000
伸杆右面	0.9300	0.0000	0.0000	1.0000
伸杆前面	0.0529	0.0000	1.0000	0.0000

各平面单元的阻力系数可以采用基于物理学的模式计算求得,由下面的公式表示^[13]:

$$C_{di} = 2 \left[1 + \frac{2}{3} \sqrt{1 + \alpha_i \left(\frac{T_{w,i}}{T_a} - 1 \right) \cos \theta_i} \right], \quad (11)$$

式中, α_i 为调节系数; T_a 为大气的温度; $T_{w,i}$ 为卫星各个面的温度; θ_i 为大气流过卫星各个面的入射角. 由于卫星温度很低,假设大气分子再入主要是扩散性的,于是调节系数可近似为

$$\alpha_i = \frac{3.6 \mu_i}{(1 + \mu_i)^2}, \quad (12)$$

其中, μ_i 为入射的大气原/分子质量与卫星表面原/分子质量之比. 我们利用 NRLMSISE-00 大气模式

计算得到的热层大气温度和平均分子量,假定卫星表面材料温度为 300 K,利用物理模式计算得到 2005 年某一天 CHAMP 卫星的 C_D 系数约为 2.8 ± 0.2 . 以前我们在进行暴前平静大气相对标定^[1]时发现,对于 CHAMP 这样具有复杂构形的卫星,阻力系数 C_D 在 2.4 至 3.6 之间变化. 另外, Moe 等人^[2]对不同形状飞行器阻力系数研究得到的 C_D ,在某些情况下比以往所认为的要高,根据他们得到的阻力

系数随高度的变化曲线,外推得到外形比较接近 CHAMP 的卫星在 350 km 以上高度的阻力系数大于 2.8,参见图 3; Moe 等人还指出卫星表面材料被原子氧的蚀化可能使阻力系数增大. 考虑以上情况以及 CHAMP 卫星的飞行高度与特殊外形,我们在数值模拟中取 C_D 在 2.8 至 3.5 之间变化. 模拟计算所需的卫星质量数据,取自 CHAMP 卫星内务数据;卫星面积则以最初发布的面质比和初始质量计算得到.

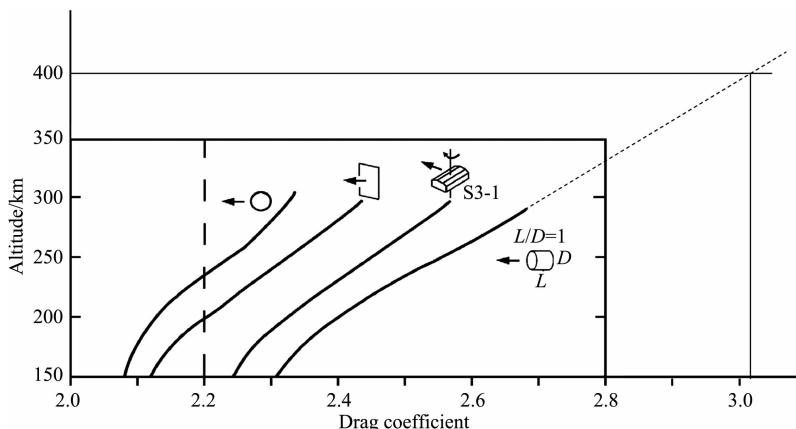


图 3 不同形状卫星阻力系数随高度的变化^[2]

图中虚线是本文所作的外推.

Fig. 3 Altitude dependent air drag coefficients for different satellite shapes^[2]

The dotted line is an extrapolation made by the author of this paper.

3.4 大气密度模型——JB-2008

2008 年, Bowman 等人在 JB-2006 模式^[7]的基础上, 发展建立了 JB-2008 模式^[8]. 与以往的 Jacchia 系列大气模式相比, 这两个模式使用了新的太阳指数^[14]以计算太阳辐射对大气的作用, 包括基于 SOHO 卫星极紫外 EUV 传感器数据的 S_{10} , 基于远紫外 FUV MgII 传感器数据的 Mg_{10} , 以及 F10.7; JB-2008 还利用地磁 Dst 指数, 亦即磁层环电流指数, 作为暴时大气密度变化的驱动参数, 模拟暴时大气密度的变化. 对于平静时大气密度, JB-2006 预测的误差已下降到约 10%, 而 JB-2008 在此基础上又利用 CHAMP/GRACE 卫星高精度加速度仪测量得到的大气密度数据改进了暴时的预测. 这是目前提议的最新国际大气标准. 在轨道衰减模拟计算中我们采用此模式计算沿轨道的热层大气密度, 借以计算大气阻力摄动. 图 4 给出 2005 年 5 月 15—16 日大磁暴 ($\min. Dst = -256$ nT) 和 2005 年 6 月 12—14 日大磁暴 ($\min. Dst = -106$ nT) 期间 JB-2008 模式预测的沿模拟轨道的大气密度和 CHAMP 卫星实测的大气密度.

4 模拟结果与简要讨论

4.1 模拟结果及其与真实轨道高度参数的比较

模拟中令阻力系数在 2.8 至 3.5 之间变化以寻找最佳取值, 结果表明, 对于所模拟的 2005 年, 当阻力系数取 2.91 时, 模拟得到的卫星轨道衰减与真实情况符合得较好. 图 5a 给出此种情况下模拟计算的与真实的轨道高度参数的比较, 这里轨道高度参数包括半长轴、近地点和远地点的地心高度; 实测轨道参数是指由实时 RSO 轨道位置与速度数据确定的轨道根数与导出参数. 2005 年模拟计算的与实测的半长轴的差, 其全年统计标准偏差为 81.3 m, 细致分析发现引起此偏差的主要原因是实测半长轴的短周期起伏 (在图上表现为实测半长轴的棕黄色曲线较宽), 而模拟的半长轴不含这种周期变化; 模拟得到的最后一天卫星轨道半长轴 (取日均值) 比第一天下降了 20.868 km, 实际 CHAMP 轨道半长轴下降了 20.690 km, 二者相差 178 m, 此值显著大于标准偏差, 这是因为在 2005 年的最后一个多月时间里, 模拟与实际的半长轴彼此符合的程度在整个一年中

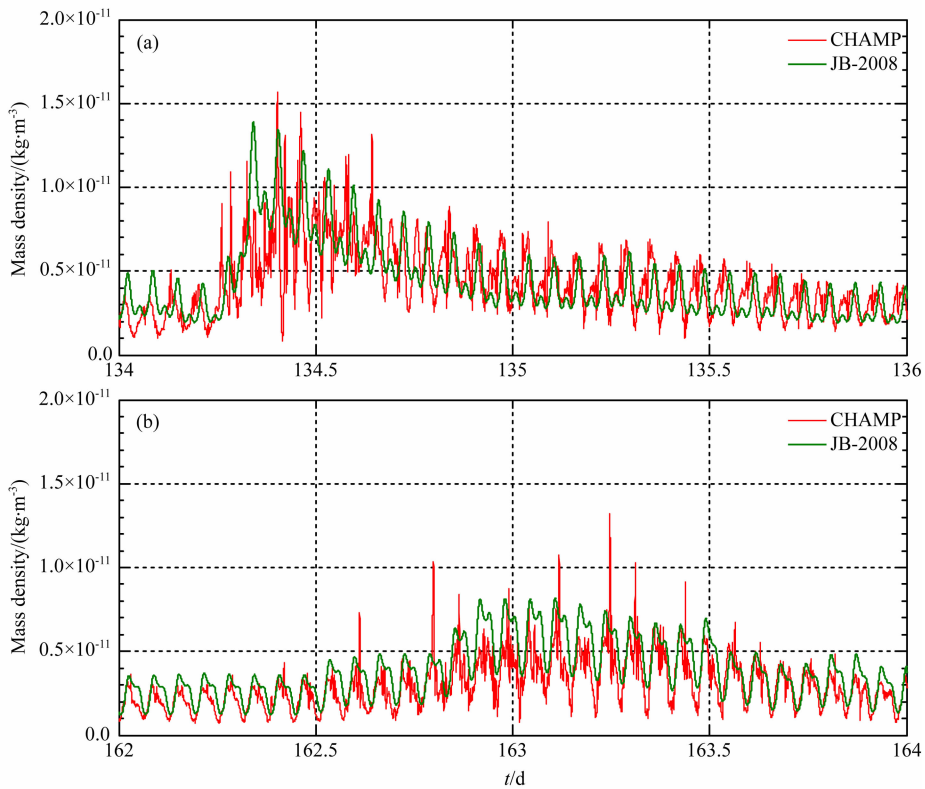


图 4 两次大磁暴期间 JB-2008 模式预测的沿模拟轨道的热层大气密度(绿色)和 CHAMP 卫星沿真实轨道的实测(红色)大气密度

(a) 2005 年 5 月 15—16 日; (b) 2005 年 6 月 12—13 日。图中横坐标的天数以 2005 年 1 月 1 日为零计。

Fig. 4 Thermospheric mass densities predicted by JB-2008 model along simulated orbit (green line) and observed by CHAMP along real orbit (red) during two great magnetic storms

(a) Storm of May 15-16, 2005; (b) Storm of June 12-13, 2005. The day number of zero in the abscissa presents Jan 1, 2005.

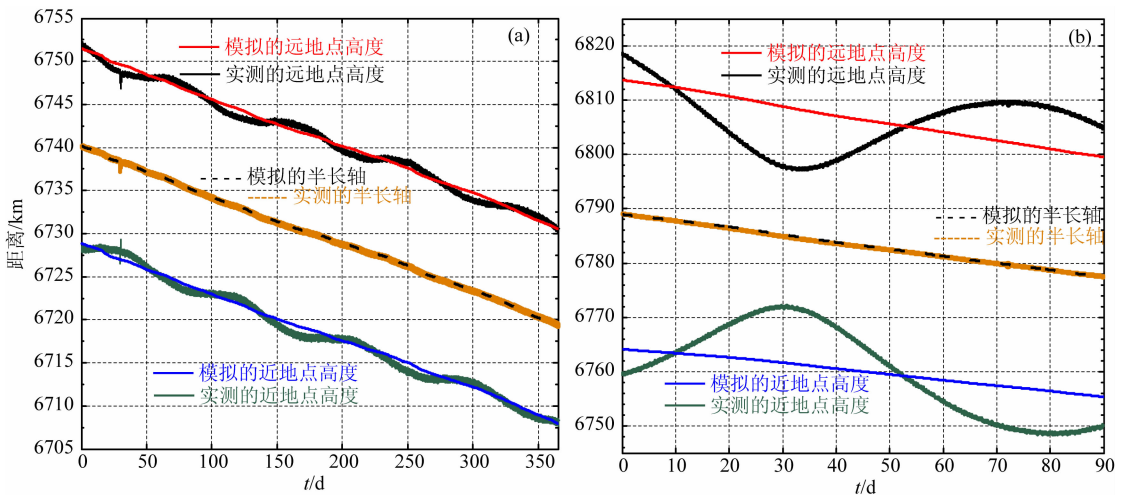


图 5 模拟计算的与真实的轨道高度参数的比较

(a) 2005 年全年; (b) 2002 年 1—3 月。

Fig. 5 Comparison of simulated orbit altitude with real orbit altitude

(a) During 2005 year; (b) During Jan to Mar in 2005.

最差. 模拟计算得到 CHAMP 卫星远地点首尾两天相比降低了约 20.903 km, 实际轨道远地点(消除其 3 个月周期起伏后)一年中下降 21.403 km, 模拟与

实际的下降量相差 0.5 km; 模拟与实际轨道近地点下降量相差 0.845 km. 可见, 模拟的与实际的轨道高度平均衰减率符合得比较好. 明显的差别是, 实

际轨道远/近地点高度有周期约 3 个月的波浪型起伏,模拟结果未含此种周期变化.这可能是因为模拟计算中保守力摄动只简单地考虑了扁率的长期影响,没有考虑高阶周期性保守力摄动所致.

为了考察其他年份卫星处在较大高度上阻力系数的可能变化,我们对 2002 年 1—3 月的轨道也进行了模拟,此间卫星飞行高度比 2005 年平均高约 50 km,卫星未进行提升高度的燃料点火.结果表明,当阻力系数取 3.0 时,模拟得到的卫星轨道衰减与真实情况符合得最好.图 5b 给出此种情况下模拟计算的与真实的轨道高度参数的比较.以半长轴,近/远地点地心高度表征的轨道高度的衰减率(不考虑周期性起伏)的模拟结果与实测数据符合得很好.

4.2 讨论

4.2.1 模拟的轨道位置参数及其对高度衰减的影响

图 6 给出模拟计算得到的在初始两日(2005 年 1 月 2—3 日)和结束前两日(2005 年 12 月 30—31 日),卫星在地球参考坐标系(本文中记为 GEO 坐标系)中位置(三个直角坐标分量)与实际位置的比较.可以看出,二者的轨道总体上大致符合,随着时间的累积,相位差别逐渐显现出来.从精密轨道的角度来说,本文的模拟还是很粗略的,所得卫星空间位置与实际还有较大误差,由于真近点角误差的累积,模拟与真实卫星位置的纬度相差逐渐增大,在模拟的后期最大可相差约 20° ;近地点幅角的误差和上述真近点角误差引起的纬度误差会影响模拟计算的

地表高度,最大可有十几公里的误差.这些会造成作为位置的函数的大气密度的模型计算误差,因而影响大气阻力摄动引起的轨道高度衰减的模拟结果.因为本文的主要目的是考察大气阻力引起的轨道高度的衰减,而不是卫星位置的精密预测,而大气阻力效应是个长期项,主要依赖于沿轨道的积分,因此本文的模拟方法对于考察有限时间内轨道高度的衰减还是有效的.在以后进一步的模拟工作中,需要考虑太阳辐射压等非保守力项,特别是需要精细考虑保守力摄动(涉及地球高阶重力场和日、月引力)模型.

4.2.2 大气密度模型选取对阻力系数拟合结果的影响

本文不是从阻力系数的物理模型(如 3.3 节所述)对其进行计算的,而是作为大气摄动的一个参数,利用模拟轨道衰减来求取最佳阻力系数.由 2.2 节所述可知,大气阻力摄动量正比于阻力系数与大气密度的乘积,本文采用最新提议的国际大气标准 JB-2008 模型来计算模拟轨道的大气密度,如果改用其他大气密度模型,结果会有所不同.如果大气密度估计值偏高,将使模拟得到的最佳阻力系数取值偏小,反之则使系数偏大.我们考察了按欧空局技术报告^[12]由加速度仪测量数据迭代计算得到的 2005 年 CHAMP 轨道大气密度,将其与 JB-2008 模型计算的该轨道大气密度进行比较,发现实测全年平均值为 $2.28 \times 10^{-12} \text{ kg/m}^3$,而 JB-2008 模型全年平均值为 $2.78 \times 10^{-12} \text{ kg/m}^3$,模型比实测大气密度总体

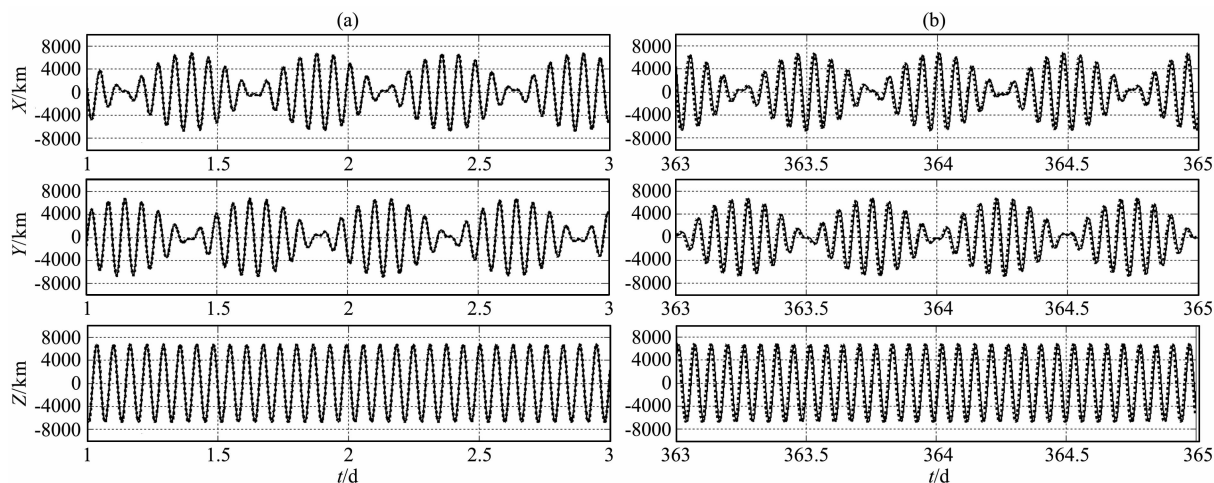


图 6 模拟计算的卫星轨道坐标(点)与实际轨道坐标(线)的比较

(a) 2005 年 1 月 2—3 日;(b) 模拟结束前两日:2005 年 12 月 30—31 日.图中由上至下依次为卫星在地球参考坐标系中位置矢量的 X 分量、Y 分量和 Z 分量.

Fig. 6 Comparison between simulated (dot) and real (line) satellite position

(a) For the period of Jan 2-3, 2005; (b) For the period of Dec 30-31, 2005, just before the simulation end. From top to bottom the three rows are separately for X, Y, and Z components in the GEO reference frame.

上要高出 20% 以上. 这样, 如果将大气密度降低 20%, 要使模拟与实际轨道高度衰减比较一致, 阻力系数则要相应增大 20%, 即为约 3.5. 在以后进一步的模拟研究中, 如果能利用更准确的实测大气密度数据, 无疑是很有益的.

5 结 论

考虑大气阻力影响的卫星轨道模拟计算对低高度卫星轨道设计和在轨卫星轨道预测与精确定轨具有重要意义.

本文以德国低轨道卫星 CHAMP 为例, 联合考虑地球扁率和大气阻力摄动的影响, 对相应摄动方程进行数值积分, 计算大气阻力引起的轨道根数变化, 并进而计算得到卫星空间位置坐标, 由此考察卫星轨道衰减. 模拟中使用综合考虑了太阳辐射和磁暴等多种因素影响的最新国际大气标准 JB-2008 模式; 考虑到 CHAMP 卫星的具体几何构形与表面材料以及热层温度条件, 参照国际有关研究新成果, 采用阻力系数大于 2.8, 并在一定范围内变化. 模拟结果表明, 在使用 JB-2008 热层大气模式条件下, 对于 2005 年的 CHAMP 飞行轨道环境与卫星状况, 阻力系数为 2.91 (远大于传统采用的值 2.2) 时模拟得到的与实际轨道高度衰减符合得最好, 模拟与实际轨道半长轴的全年标准偏差为 81 m. 对于卫星飞行在较大高度 (比 2005 年平均高出约 50 km) 的 2002 年 1—3 月, 模拟得到最佳阻力系数为 3.0.

应该指出, 本文模拟是在选用 JB-2008 大气密度模型情况下进行的, 若改用其他大气模型, 最佳阻力系数会有所改变, 而且, 阻力系数实际上是随时间 (即随飞行所在热层大气环境和卫星状态) 不断变化的, 本文得到的阻力系数是一段时期 (一年或 3 个月) 里的平均效果. 另外, 目前模拟计算采用的保守力摄动模型比较简单, 模拟结果未含有如实际轨道高度所呈现的周期起伏, 且预测与实测的卫星位置之间还有较大误差, 有待在下一步的模拟工作中考虑精细重力场模型等因素加以改进.

致 谢 感谢德国地学研究中心 (GFZ, Potsdam) 提供 CHAMP 卫星数据.

参考文献 (References)

[1] Zhou Y L, Ma S Y, Lühr H, et al. An empirical relation to correct storm-time thermospheric mass density modeled by

- NRLMSISE-00 with CHAMP satellite air drag data. *Adv. Space Res.*, 2009, 43 (5): 819-828, doi: 10.1016/j.asr.2008.06.016.
- [2] Moe K, Moe M M. Gas-surface interactions and satellite drag coefficients. *Planetary and Space Science*, 2005, 53: 793-801.
- [3] Jacchia L G. New static models of the thermosphere and exosphere with empirical temperature profiles. SAO Special Report, 1970.
- [4] Hedin A E, Salah J E, Evans J V, et al. A global thermospheric model based on mass spectrometer and incoherent scatter data MSIS: 1. N₂ density and temperature. *J. Geophys. Res.*, 1977, 82 (16): 2139-2147, doi: 10.1029/JA082i016p02139.
- [5] Hedin A E, Reber C A, Newton G P, et al. A global thermospheric model based on mass spectrometer and incoherent scatter data MSIS. II-Composition. *J. Geophys. Res.*, 1977, 82(16): 2148-2156, doi: 10.1029/JA082i016p02148.
- [6] Picone J M, Hedin A E, Drob D P, et al. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: statistical comparisons and scientific issues. *J. Geophys. Res.*, 2002, 107(A12): 1468.
- [7] Bowman B R, Tobiska W K, Marcos F A. A new empirical thermospheric density model JB-2006 using new solar indices. AIAA 2006-6166. 2006.
- [8] Bowman B R, Tobiska W K, Marcos F A, et al. A new empirical thermospheric density model JB-2008 using new solar and geomagnetic indices. AIAA/AAS, Astrodynamic Specialist Conference, 2008: 18-21.
- [9] Reigber C, Luehr H, Schwintzer P. CHAMP mission status. *Adv. Space Res.*, 2002, 30: 129-134.
- [10] 刘林. 航天器轨道理论. 北京: 国防工业出版社, 2000. Liu L. Orbit Theory of Spacecraft (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2000.
- [11] 杨嘉墀主编. 航天器轨道动力学与控制 (上). 北京: 中国宇航出版社, 2009. Yang J X Chief Ed. Dynamics and Control of Spacecraft Orbit (Part 1) (in Chinese). Beijing: Chinese Astronautics Press, 2009.
- [12] Doornbos E, Förster M, Fritsche B, et al. Air density models derived from multi-satellite drag observations. Final report, ESTEC contract 21022/07/NL/HE. 2009.
- [13] Sutton E K, Forbes J M, Nerem R S. Global thermospheric neutral density and wind response to the severe 2003 geomagnetic storms from CHAMP accelerometer data. *J. Geophys. Res.*, 2005, 110: A09S40, doi:10.1029/2004JA010985.
- [14] Tobiska W K, Bouwer S D, Bowman B R. The development of new solar indices for use in thermospheric density modeling. *J. Atmos. Solar-Terr. Phys.*, 2008, 70: 803-819.