0254-6124/2014/34(6)-830–07 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Li Xie, Tang Geshi, Li Zheng, Li Cuilan, Liu Shushi. A method of calibrating thermosphere density based on temperature parameters (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2014, **34**(6): 830-836, doi:10.11728/cjss2014.06.830

一种基于温度参数的热层密度修正方法*

李 勰[1,2] 唐歌实[1,2] 李 正[3] 李翠兰[1,2] 刘舒蒔[1,2]

1(航天飞行动力学技术重点实验室 北京 100094)

2(北京航天飞行控制中心 北京 100094)

3(南京信息工程大学数学与统计学院 南京 210044)

摘 要 热层大气的阻力效应是影响低轨航天器大量空间操作的重要因素, 尤其是经验密度模式, 其固有的至少 15% 的内符合误差已严重制约航天器轨道计算精度的提高. 针对广泛应用的经验密度模式, 选择物理背景简明、关联参数较少的 JACCHIA71 模式, 以地磁平静条件下的全球散逸层顶温度最小值 T_c 及 125 km 高度拐点温度 T_x 为对象, 建立密度相对于上述温度参数的条件方程, 推导密度相对于温度参数的解析偏导数, 并给出其最小二乘解. 同时, 利用 CHAMP 卫星数据对模式进行修正, 模式平均误差从 40% 降低至 3% 左右. 通过 TG01 飞行器的轨道预报比较, 修正前后轨道预报位置精度从 2 km 提升至 1 km 左右. 经过 CHAMP 卫星和 TG01 飞行器的实测数据检验, 验证了修正算法的正确性和有效性.

关键词 温度参数, 热层密度, 模式修正

中图分类号 P 353

A Method of Calibrating Thermosphere Density Based on Temperature Parameters

LI Xie[1,2] TANG Geshi[1,2] LI Zheng[3] LI Cuilan[1,2] LIU Shushi[1,2]

1(*Science and Technology Laboratory on Space Flight Dynamics, Beijing* 100094)

2(*Beijing Aerospace Control Center, Beijing* 100094)

3(*School of Mathematics and Statistics, Nanjing University of Information Science and Technology, Nanjing* 210044)

Abstract Thermosphere atmospheric drag is the significant factor affecting most space operations of low Earth orbiter, especially, an inherent 15% formal error of empirical models has become the cumber to improve orbit calculations accuracy. Among the empirical models used in aerospace engineering, JACCHIA71 model, which has relative explicit physical background and less parameters, is selected as a basic model. The temperature T_c and T_x, namely nighttime minimum of the global exospheric temperature and inflection point temperature, are chosen as the estimated parameters during the differential correction. The condition equation of density with respect to these two temperatures

* 国家重点基础研究发展计划项目 (2014CB744105) 和国家自然科学基金项目 (41340038) 共同资助

2013-11-12 收到原稿, 2014-02-27 收到修订稿

E-mail: lixie_afdl@163.com

is established, and the least square solutions are given as well. The model accuracy improvement is almost enhanced by over an order of magnitude after calibration using CHAMP data. Orbit prediction accuracy of TG01 with the position bias of 2 km is also improved to 1.3 km through temperature corrections using in-site detecting data. All of these case studies validates the effectiveness of the calibration algorithm.

Key words Temperature parameters, Thermosphere density, Empirical model calibration

0 引言

航天器轨道控制与规划、空间交会对接、碰撞预警与规避以及寿命和再入预报等空间操作, 都直接或间接受到热层大气的影响 [1−3]. 尤其是热层大气密度, 受到来自于顶层太阳辐射和太阳风以及底层大气波动的影响, 变化十分复杂, 很多变化的物理机制尚待进一步研究 [4].

在航天工程中, 普遍采用经验密度模式来计算大气的阻力摄动, 其中常用的包括 JACCHIA 系列、DTM 系列和 MSIS 系列. 上述三大系列模式经过近四十多年的发展, 依然无法突破 15% (RMS) 的精度瓶颈 [5], 成为影响轨道计算精度的最重要不确定因素. Li 等 [6] 计算结果表明, 大气密度模式 15% 的误差对于低轨航天器 21 天中长期轨道预报可带来近 2000 km 的位置误差, 对大量高精度航天器空间操作将会产生重要影响.

为了减小密度模式误差对空间操作的影响, Marcos[7] 最早在航天动力学领域提出了密度模式标校 (Calibration) 的概念, 并利用 LDEF 卫星的轨道数据对 J71 模式进行修正, 将修正后的模式用于其他卫星轨道计算, 预报 1 天位置精度提高 15%∼30%. 随后, 美国空军以动力标定大气 (DCA)[8] 为基础, 建立了高精度卫星阻力模型 (HASDM)[9], 使航天器定轨精度平均提高 32%, 预报 1 天精度平均提高 25%. 此外, Doornbos 等 [10−11] 在欧洲空间操作中心支持下, 开展了一系列利用空间目标监测数据进行密度模式修正的研究工作, 有效提高了经验模式精度. 法国宇航局 Bruinsma[12] 在 ATMOP 计划的支持下, 通过同化 CHAMP, GRACE 和 GOCE 卫星的实测数据, 发布了最新的 DTM2013 模式模式. 相比之下, 中国在工程应用领域的密度模式标校尚处于起步阶段, Miao 等 [13] 和 Chen 等 [14] 针对 MSIS 模式, 分别采用不同方法给出了经验密度模式的尺度修正因子.

本文将借鉴动力标定大气的思想, 以物理过程相对简单且在工程中广泛应用的模式为基础, 选择与密度计算密切相关的温度参数为对象, 利用实测密度数据, 采用微分修正的方法对经验模式中的温度参数进行修正, 达到提高模式精度的目的.

1 基础模式选择

目前在中国航天工程中广泛应用的经验密度模式主要有 JACCHIA 系列和 MSIS 系列, 其中 JACCHIA 系列还包括引入了新型太阳辐射和地磁活动指数的 JB 系列 [15]. 为开展经验模式的标校工作, 本文从模式精度、实时性要求以及物理背景几个方面制定了基础模式的选择依据.

经验密度模式的精度评估通常采用实测结果作为衡量标准, 将密度模式计算结果与实测密度进行比较, 构造平均误差和相对偏差这两个统计量, 通过对大量数据的分析给出其统计结果. 表 1 给出了针对不同类型经验密度模式的研究统计结果 [16].

模式均值 $\bar{\sigma}$ 与相对偏差 $S_{\rm r}$ 定义如下:

$$\begin{cases} \bar{\sigma} = \sum\limits_{i=1}^{n} \dfrac{r_i}{n}, \\ S_{\rm r} = \Big(\sum\limits_{i=1}^{n} \dfrac{(r_i - \bar{\sigma})^2}{n-1} \Big)^{1/2} \Big/ \bar{\sigma}. \end{cases} \tag{1}$$

其中, $r_{\rm i} = \rho_{\rm m}/\rho_{\rm t}$, 这里 $\rho_{\rm m}$ 为模式计算结果, $\rho_{\rm t}$ 为密度真值; n 为采样数据个数.

表 1 涵盖了 2001−2005 年 CHAMP 卫星的实测密度数据, 可以看出采用动态校正方法建立的 HASDM 模式精度明显优于其他模式. JB 系列由于采用了新型太阳辐射指数, 其精度也得到一定改善, 但由于新型辐射指数依赖于卫星观测, 对外发布通常有半年的时间延迟, 因此不利于满足实时计算的要求. 而 J71 与 NRLMSISE00 两个模式的精度基本

表 1 不同经验密度模式统计结果 (2001—2005 年)

Table 1 Statistics of different empirical density models (2001—2005)

模式名称	模式均值	相对偏差
HASDM	0.993	0.131
JB2008	1.021	0.180
JB2006	0.965	0.189
NRLMSISE00	0.973	0.197
JACCHIA71 (J71)	0.996	0.216

相当, 考虑到 J71 模式的物理背景相对简单, 涉及的经验参数相对较少, 因此本文将以 J71 模式为基础开展工作.

2 温度参数选择

通过对 J71 模式中影响热层大气密度变化各个因素的分析归纳, 可以采用一个简化的数学表达式来描述热层大气密度变化的基本情况 [17], 即

$$\rho = f(T_{\rm c}, T_\infty, T_{\rm x}, T(h), c) + \Delta\rho. \tag{2}$$

其中, $T_{\rm c}$ 为磁平静期全球夜间散逸层顶温度最小值, T_∞ 为计算点上空的逃逸温度, $T_{\rm x}$ 为 125 km 高度处的温度, $T(h)$ 为温度随高度的变化, c 为一系列系数的拟合参数, $\Delta\rho$ 为其他修正的影响. 由式 (2) 可知, 影响密度变化的最主要因素是温度, 因此这里选择温度参数作为研究对象.

式 (2) 中的温度参数可进一步表示为 [18]

$$\begin{cases} T_\infty = f(T_{\rm c}, \alpha, \delta, \alpha_{\rm s}, \delta_{\rm s}) + \Delta T_\infty(kp), \\ T_{\rm x} = f(T_\infty), \\ T = f(T_\infty, T_{\rm x}, T_0, h, l), \\ l = f(T_\infty). \end{cases} \tag{3}$$

其中, α, δ 为计算点的赤经和赤纬; $\alpha_{\rm s}, \delta_{\rm s}$ 为太阳的赤经和赤纬, T_0 为 90 km 高度大气温度, h 为计算点大地高度, l 为温度轮廓拟合参数. 通过式 (3) 可以看出, $T_{\rm x}$ 和 T 均为逃逸温度 T_∞ 的函数, 而顶层温度除计算参考点与太阳的相对关系以及地磁的影响外, 主要受 $T_{\rm c}$ 的影响. 因此, $T_\infty, T_{\rm x}, T$ 均可以表示为 $T_{\rm c}$ 的函数, 即最终决定热层大气密度变化的关键温度参数是 $T_{\rm c}$ 和 $T_{\rm x}$. 因此本文选择 $T_{\rm c}$ 和 $T_{\rm x}$ 作为修正参数.

3 修正算法

为了定量描述与分析温度参数 $T_{\rm c}$ 和 $T_{\rm x}$ 的变化对热层密度的影响, 建立如下密度与温度参数的条件方程:

$$\rho_{i,{\rm t}} - \rho_{i,{\rm m}} = \frac{\partial\rho_i}{\partial T_{\rm c}}\Delta T_{\rm c} + \frac{\partial\rho_i}{\partial T_{\rm x}}\Delta T_{\rm x}. \tag{4}$$

其中, $\rho_{i,{\rm t}}$ 为大气密度真值, 这里采用基于加速度计测量 (或轨道数据) 的反演结果和实际就位探测数据作为真值, $\rho_{i,{\rm m}}$ 为模式计算结果. $\partial\rho_i/\partial T_{\rm c}$, $\partial\rho_i/\partial T_{\rm x}$ 为大气密度相对于温度参数的偏导数, $\Delta T_{\rm c}$, $\Delta T_{\rm x}$ 即为温度参数的修正量, 可以表示为

$$\begin{cases} \Delta T_{\rm c} = T_{\rm c} - T_{\rm c0}, \\ \Delta T_{\rm x} = T_{\rm x} - T_{\rm x0}. \end{cases} \tag{5}$$

其中, $T_{\rm c0}$ 和 $T_{\rm x0}$ 为温度初值. 如果令

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} \dfrac{\partial\rho_i}{\partial T_{\rm c}}, \dfrac{\partial\rho_i}{\partial T_{\rm x}} \\ \cdots \end{bmatrix}_{i=1,n}, \tag{6}$$

$$\boldsymbol{b} = \begin{bmatrix} \rho_{i,{\rm t}} - \rho_{i,{\rm m}} \\ \cdots \end{bmatrix}_{i=1,n}, \tag{7}$$

$$\boldsymbol{x} = [\Delta T_{\rm c}, \Delta T_{\rm x}]^{\rm T}, \tag{8}$$

则式 (4) 可以写为

$$\boldsymbol{A}\boldsymbol{x} = \boldsymbol{b}, \tag{9}$$

其最小二乘解的形式为 [19]

$$\boldsymbol{x} = (\boldsymbol{A}^{\rm T}\boldsymbol{A})^{-1} \cdot (\boldsymbol{A}^{\rm T}\boldsymbol{b}). \tag{10}$$

由于条件方程式 (9) 是一个线性不定方程, 一般采用迭代方法进行求解. 从以上公式可以看出, 要想获得温度参数的微分修正值, 首先必须计算矩阵 $\boldsymbol{A}$, $\boldsymbol{b}$. 关于矩阵 $\boldsymbol{A}$ 中的偏导数计算是模式修正的一个关键环节, 文献 [20] 给出了密度相对于 $T_{\rm c}$ 和 $T_{\rm x}$ 的偏导数关系.

4 实测数据验证分析

可以从两方面验证上述算法的可靠性和有效性. 一是利用 CHAMP 卫星的数据, 通过比较修正前后

模式计算的密度轮廓和时空分布来验证; 另一方面, 利用 TG01 目标飞行器的就位探测数据, 通过比较修正前后轨道预报误差来验证.

与空间物理的趋势分析不同, 由于航天器的日常空间操作往往以天为时间尺度, 因此并不需要选择对地方时和纬度进行完全覆盖的长时间周期, 而是根据轨道计算的需求来确定数据的长度. 下面结合应用需求, 选择一天的数据弧段来进行分析说明.

4.1　CHAMP 卫星数据

CHAMP 卫星是德国与美国合作发射的太阳同步地球重力卫星. 星上携带的高精度加速度计可以实现对以大气阻力为代表的非保守力的精确测量. 这里以美国 Colorado 大学反演数据为对象, 任意选取一天数据 (2003-02-13), 其轨道运动特性如图 1 所示.

为了更好地表现密度数据的时空分布, 选择对纬度覆盖较全面的区间 00:00 LT−01:00 LT (夜侧) 和 12:00 LT−13:00 LT (日侧) 为对象, 其时空分布如图 2 所示.

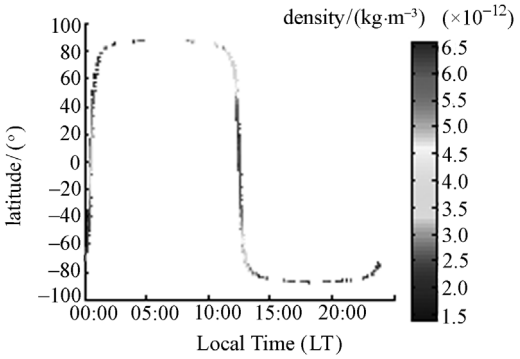

图 1　CHAMP 卫星实测密度的地方时–纬度分布

Fig. 1　Variations of CHAMP with observations latitude and local time

以 CHAMP 卫星轨道和实测空间环境参数为输入, 利用 J71 模式计算, 所得结果如图 3 所示.

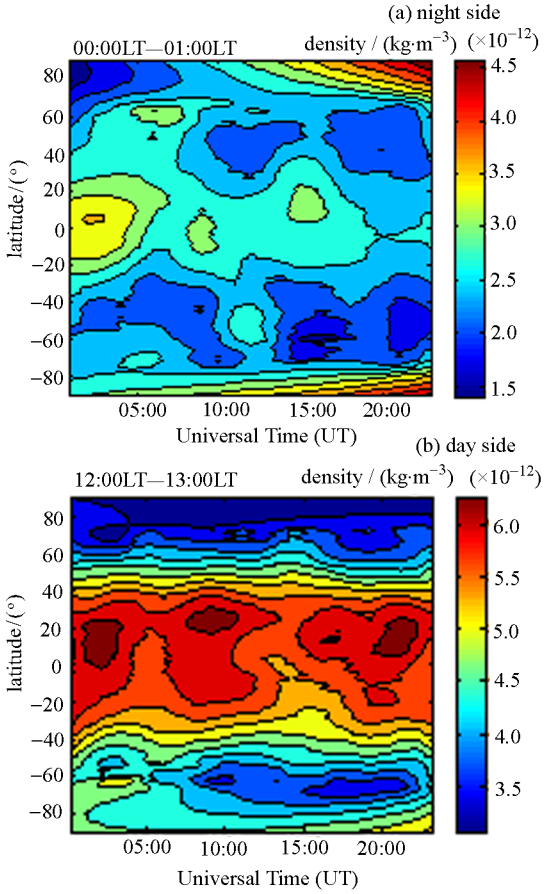

图 2　CHAMP 卫星实测密度时空分布

Fig. 2　Temporal and spatial structure of observations

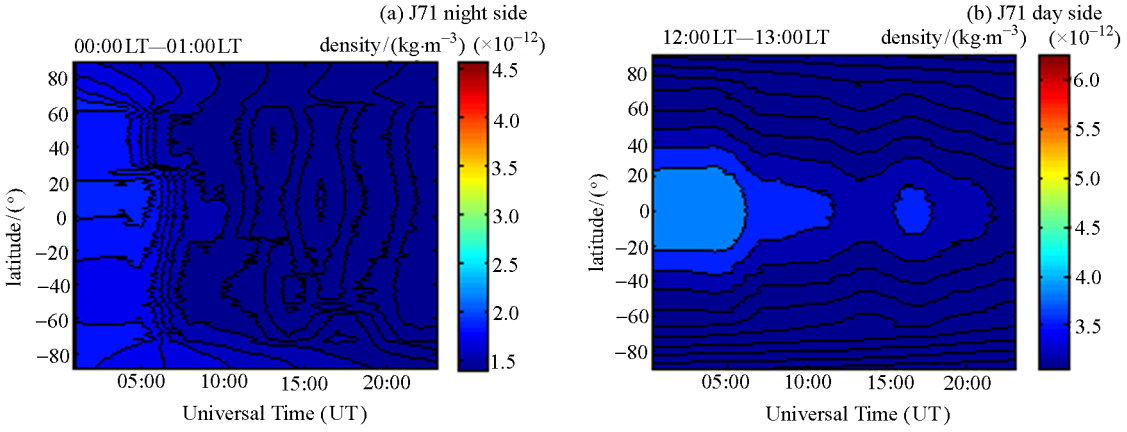

图 3　J71 模式计算密度的时空分布

Fig. 3　Temporal and spatial structure of model calculations

通过比较发现, 无论是密度的绝对量值, 还是时空分布, 模式计算结果与实测值均存在较大差异, 平均偏差可达 40.9%.

由于 T_c 只与计算时刻的太阳辐射流量相关, 而与空间位置和地方时无关, 对 T_c 的修正可以补偿全球温度场的整体偏差. 这里暂时不对 T_x 进行修正, 图 4(a) (b) 给出了修正 T_c 后模式计算密度的时空分布, 与修正前相比, 发生了显著变化. 值得注意的是, 由于针对 T_c 的最小二乘解反映的是对整个密度场平均偏差的校正, 因此修正后的计算结果并没有改变密度的时空分布, 但密度的绝对量值有了显著改善, 模式平均偏差从 40.9% 降低为 3.89%, ΔT_c 的估计值为 136.28 K.

如果同时求解 T_c 和 T_x 两个参数, 得到的计算结果时空分布如图 5 所示. 从形态和幅值来看, 同时求解两个参数与单独求解 T_c 的效果差异不大, ΔT_c, ΔT_x 的估计值分别为 110.44 K 和 8.17 K, 修正后的模式平均偏差为 3.53%.

为更清晰地表现修正 T_x 对密度的影响, 采取同时修正 T_c 及 T_x 和只修正 T_c 两种不同的方法处理, 修正后模式计算结果的差异如图 6 所示. 可以看出, 两种修正策略计算的差异较密度本身低近两个量级, 因此修正 T_x 对模式精度的进一步提升并不显著, 图 4 和图 5 也直观体现了这一现象. 图 7 给出了同时修正两个温度参数后 T_x 的值. 对比图 6 与图 7, 可以发现修正后 T_x 的变化与图 6 中的密度差具有较好的一致性, 反映了 T_x 变化对密度的影响, 并印证了修正算法逻辑上的合理性. 此外, 还对其他时间段的大量数据进行了相同处理, 得到的结论基本相同.

4.2 TG01 数据

TG01 卫星自 2011 年 9 月 30 日发射至今, 已在轨运行两年. TG01 正飞期间, 搭载的大气密度和成分探测设备均正常开机, 能够获取沿轨道方向的密度就位探测数据. 利用该数据, 对轨道计算中使用的经验密度模式进行温度校正并利用轨道数据进行检验.

选取 2012 年 4 月 21—28 日正飞期间的数据为

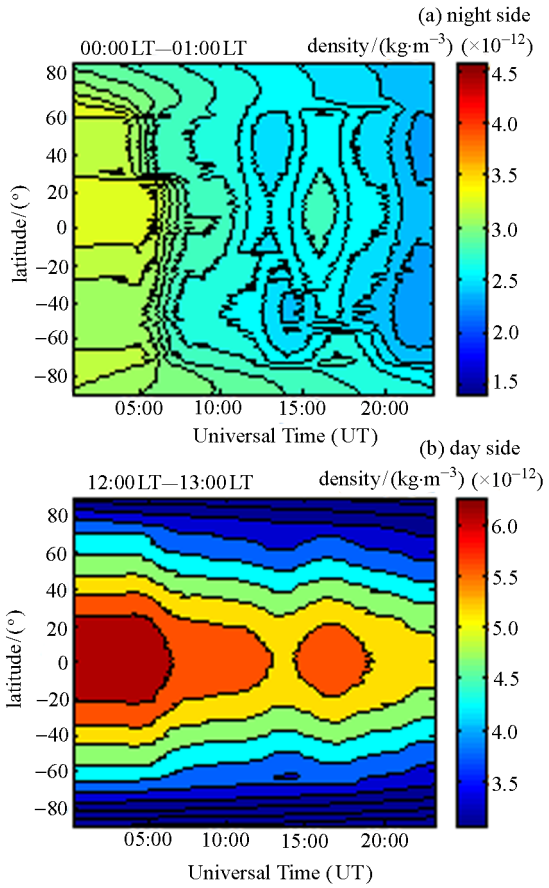

图 4 修正 T_c 后模式计算密度的时空分布

Fig. 4 Temporal and spatial structure of model calculations after T_c calibration

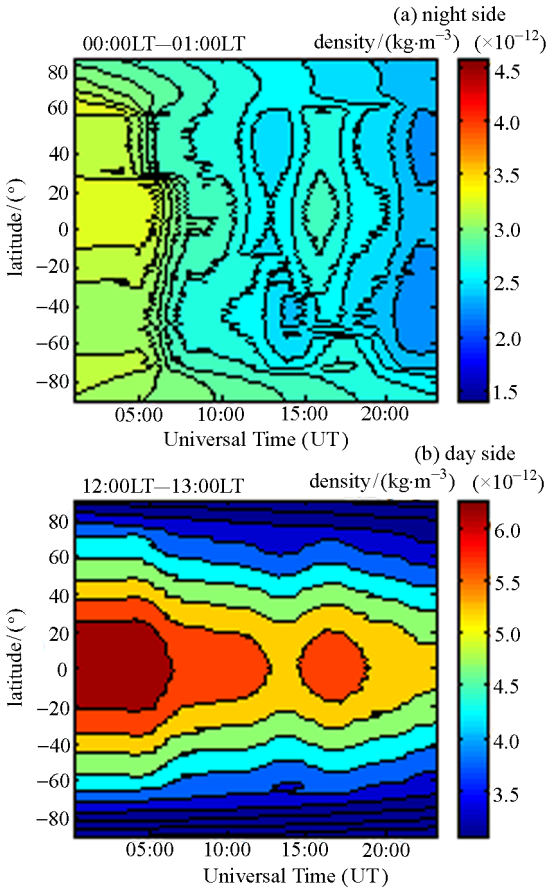

图 5 修正 T_c 和 T_x 后的密度时空分布

Fig. 5 Temporal and spatial structure of model calculations after T_c and T_x calibrations

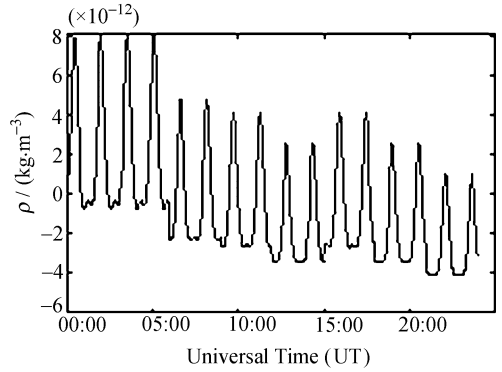

图 6 不同修正方式的密度差异

Fig. 6 Density differences using different calibration strategies

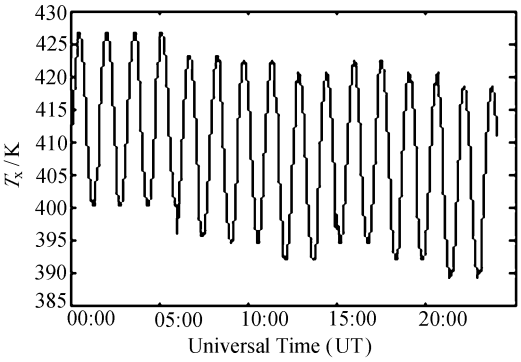

图 7 修正后拐点温度的变化

Fig. 7 Inflection point temperature variations after $T_{\rm x}$ calibration

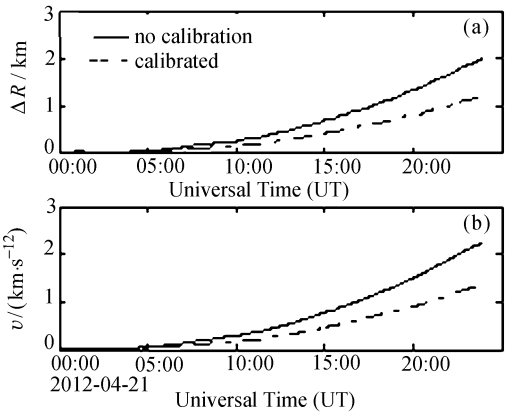

图 8 模式修正前后轨道预报误差

Fig. 8 Orbit prediction error before and after calibration

研究对象. 由于 TG01 的轨道特性与 CHAMP 存在较大差异, 在一天时间内同一地方时对纬度覆盖性较差, 因此这里不从密度的时空分布入手, 而从轨道预报的角度来验证修正算法.

分别对以上采样时间段的 $T_{\rm c}$ 进行最小二乘修正, 并统计修正前后的模式误差, 结果列于表 2.

从表 2 可以看出, 依据实测数据修正后的模式精度基本都有明显提高, 从逻辑上来说也是自洽的. 但为了更好说明, 以 4 月 21 日数据为例, 分别利用修正前后的模式进行一天的轨道预报, 并将预报星历与精密星历进行比较, 结果如图 8 所示. 从图 8 可以看出, 经过模式校正以后, 预报 24 h 位置偏差由约 2 km 降低至 1 km 左右, 速度偏差由约 2.3 km·s^{-1} 降低至 1.3 km·s^{-1} 左右, 精度提高近 1 倍.

表 2 TG01 卫星数据修正前后模式精度比较

Table 2 Model accuracy comparisons after calibration using TG01 data

2012 年	模式平均偏差/(%)			
月–日	修正前	修正后	$\Delta T_{\rm c}$/K	$T_{\rm c}$/K
04-21	−8.15	−2.77	12.97	799.47
04-22	6.79	−2.39	−22.63	773.11
04-23	2.88	−2.33	−13.01	781.55
04-24	11.09	−2.77	−36.61	749.64
04-25	5.32	−1.45	−17.58	758.40
04-26	1.28	−1.81	−08.01	760.03
04-27	−10.07	−1.03	22.87	781.48
04-28	−18.66	−1.45	44.48	802.57

5 结论

通过建立密度与温度参数 $T_{\rm c}$ 和 $T_{\rm x}$ 的条件方程, 给出了基于温度参数的 J71 经验密度模式的最小二乘修正算法, 并利用 CHAMP 卫星实测数据和 TG01 原位探测数据进行验证, 证明了该方法的正确性和有效性. 但目前还只限于对全球平均温度场的修正, 没有考虑温度随纬度和地方时的变化, 因此经验模式密度轮廓的时空分布结构还存在较大的偏差. 未来将建立以纬度和经度 (地方时) 为自变量的温度参数修正量球谐函数展开形式, 对一定阶次的球谐函数系数进行求解, 从而实现较全面的温度场修正, 提高经验密度模式精度, 进而改善轨道计算精度.

致谢 TG01 原位探测数据由中国科学院空间科学与应用研究中心探测室提供.

参考文献

[1] Tang Geshi, Li Xie. Orbit Determination Technology of Manned Spacecraft and Application in Ringdoves and Docking [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013:121-125. In Chinese (唐歌实, 李勰. 载人航天轨道确定技术及在交会对接中的应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2013:121-125)

[2] Doornbos E, Klinkrad H. Modelling of space weather effects on satellite drag [J]. *Adv. Space Res.*, 2006, **37**:1229-1239

[3] Rodney L A, George H B, Jeffrey M F. Sensitivity of orbit predictions to density variability [J]. *J. Spacecr. Rock.*, 2009, **46**(6):1214-1230

[4] Liying Q, Stanley C S. Thermospheric density: An overview of temporal and spatial variations [J]. *Space Sci. Rev.*, 2012, **168**:147-173

[5] Frank A Marcos. New Satellite Drag Modeling Capabilities [C]//44th AIAA Aerospace sciences meeting and exhibit, AIAA 2006-470, 2006

[6] Li Xie, Tang Geshi, Li Zheng, *et al.* Accuracy analysis of orbit determination and prediction for TG01/SZ08 rendezvous and docking [J]. *J. Spacecr. TT&C Tech.*, 2013, **32**(2):162-163. In Chinese (李勰, 唐歌实, 李正, 等. TG01/SZ08 交会对接轨道确定与预报精度分析 [J]. 飞行器测控学报, 2013, **32**(2):162-163)

[7] Marcos F A, Kendra M J, Griffin J M, *et al.* Precision low Earth orbit determination using atmospheric density calibration [J]. *J. Astron. Sci.*, 1998, **46**(4):395-409

[8] Casali S J, Barker W N. Dynamic Calibration Atmosphere (DCA) for the High Accuracy Satellite Drag Model (HASDM) [C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Monterey, California: AIAA, 2002

[9] Storz M F, Bowman B R, Branson J I. High accuracy satellite drag model (HASDM) [C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Monterey, California: AIAA, 2002

[10] Doornbos E, Klinkrad H, Visser P. Atmospheric density calibration using satellite drag observations [J]. *Adv. Space Res.*, 2005, **36**:515-521

[11] Doornbos E, Klinkrad H, Schrroo R, *et al.* Thermosphere density calibration in the orbit determination of ERS-2 and ENVISAT [C]//Proceedings of the Envisat Symposium 2007. Montreux, Switzerland, ESA SP-636, 2007

[12] Bruinsma S. Advanced Thermosphere Modelling for Orbit Prediction [OL].[2013-10-22]. http://www.atmop.eu/index.php/models

[13] Miao Juan, Liu Siqing, Li Zhitao, *et al.* Atmospheric density calibration using the real-time satellite observation [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2011, **31**(4):459-466. In Chinese (苗娟, 刘四清, 李志涛, 等. 基于实时观测数据的大气密度模式修正 [J]. 空间科学学报, 2011, **31**(4):459-466)

[14] Chen Xuxing, Hu Xiong, Xiao Cunying, Wang Xijing. Correction method of the low earth orbital neutral density prediction based on the satellites data and NRLMSISE-00 model [J]. *Chin. J. Geophys.*, 2013, **56**(10):3246-3254. In Chinese (陈旭杏, 胡雄, 肖存英, 王西京. 基于卫星数据和 NRLMSISE-00 模型的低轨道大气密度预报修正方法 [J]. 地球物理学报, 2013, **56**(10):3246-3254)

[15] Bowman B R, Tobiska W K. A new empirical thermospheric density model JB2008 using new solar and geomagnetic indices [C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008

[16] Marcos F A, Lai S T, Huang C Y, *et al.* Towards next level satellite drag modeling [C]//AIAA/AAS Atmosphere and Space Environment Conference. Toronton, Canada: AIAA, 2010

[17] Jacchia L G. New Static Models of the Thermosphere and Exosphere with Empirical Temperature Profiles [R]. Smithsonian Astrophysics Observatory Special Report 313, 1970

[18] Jacchia L G. Revised Static Models of the Thermosphere and Exosphere with Empirical Temperature Profiles [R]. Smithsonian Astrophysics Observatory Special Report, 1971

[19] Byron D Tapley, Bob E Schutz, George H Born. Statistical Orbit Determination [M]. Burlington: Elsevier Academic Press, 2004:173-174

[20] Science and Technology Laboratory on Space Flight Dynamics. A Mathematical Descriptions of Thermosphere Atmosphere Density Calibrations [R]. Beijing: Science and Technology Laboratory on Space Flight Dynamics, 2013:41-60. In Chinese (航天飞行动力学技术重点实验室. 热层大气密度模型修正数学方案 [R]. 北京: 航天飞行动力学技术重点实验室, 2013:41-60)