

中长期轨道预报中大气阻力系数补偿算法的研究

刘舒蔚^{1,2,3,4}, 龚建村¹, 刘四清¹, 苗娟¹

(1. 中国科学院空间科学与应用研究中心, 北京 100190; 2. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094;
3. 中国科学院研究生院, 北京 100190; 4. 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094)

摘 要: 利用地磁平静期的 CHAMP 卫星精密星历对多个弧段的大气阻力系数进行解算, 找到了适用于轨道预报的最优系数, 分析了最优阻力系数与地磁指数、迹向残差的关系, 利用线性回归分析建立了大气阻力系数补偿算法。针对中长期轨道预报的需求, 该算法能够降低定轨弧段较短条件下阻力系数的解算误差。将该补偿算法应用于不同时期 CHAMP 卫星和天宫一号的轨道预报, 验证了该算法的正确性和普遍适用性, 结果表明预报精度能够提高 20% 以上。

关键词: 轨道预报; 大气阻力; C_D 系数; 线性回归分析

中图分类号: V474.3 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2013)02-0157-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2013.02.002

Atmospheric Drag Coefficient Calibration in Medium-Term Orbit Prediction

LIU Shu-shi^{1,2,3,4}, GONG Jian-cun¹, LIU Si-qing¹, MIAO Juan¹

(1. Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China; 3. Graduate University of Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China;
4. Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing 100094, China)

Abstract: Atmospheric drag coefficient plays an important role in low Earth satellites orbit determination and prediction. Using precise ephemeris of CHAMP satellite in different period, several drag coefficient values are obtained during the orbit determination process, and these values are applied to the orbit prediction. Specially, all the experiments were done in quiet geomagnetic conditions. By comparing prediction position to precise ephemeris, optimal drag coefficient for orbit forecasting is selected. The relations among optimal drag coefficient, geomagnetic indices and trace orientation error are studied. Subsequently, according to linear regression analysis a drag coefficient correction method is proposed. For the purpose of medium-term orbit prediction with short-term observation, drag coefficient error is reduced by using this method. In addition, the method is applied to verify its validity in CHAMP and Tiangong-1 orbit determination and prediction for different periods. The results show that orbit prediction accuracy is improved by more than 20%.

Key words: Orbit prediction; Atmospheric drag; C_D Coefficient; Linear regression analysis

0 引 言

大气阻力是低轨卫星精密定轨和轨道预报中影响最大的摄动力, 其阻力加速度可以表示为^[1-2]:

$$\mathbf{a} = -\frac{1}{2}C_D\rho\frac{s}{m}\mathbf{v}\mathbf{v} \quad (1)$$

其中 C_D 是大气阻力系数, ρ 是大气密度, s 是卫星迎

风截面积; \mathbf{v} 是卫星质心相对于当地大气的速度, v 是 \mathbf{v} 的模, m 是卫星质量。

大气阻力的不确定性主要来源于以下 3 个方面: 第一, 大气密度 ρ 通常是由半经验大气密度模型计算得到, 由于人们还没有完全掌握高层大气复杂的变化机制, 无论哪种模型都不能保证在任何情况下准确地刻画大气密度的实际变化, 平均误差 10%

左右,空间环境扰动期间可达100%甚至更高^[3];第二,阻力系数 C_D 与卫星表面材料、形状、轨道高度以及大气成分等因素有关^[4-5],其准确数值很难确定,在太阳活动低年,对于900km高度的卫星, C_D 系数的变化能达到18%^[6-7];第三,由于卫星姿态总是变化的,导致迎风截面积 s 也在不断变化,文献[8]认为一轴旋转的太阳能帆板的变阻力摄动保留了常阻力大气摄动的基本特征,且与帆板的定向有关,但实际上卫星姿态变化比单轴旋转要复杂得多,并且很多情况下准确的帆板定向数据不易获得。

基于以上原因,在精密定轨中往往把 C_D 作为未知量与卫星的运动状态矢量一起解算,解算得到的 C'_D 吸收了大气密度模型误差和迎风截面积误差,在轨道预报中将 C'_D 代入(1)式计算大气阻力加速度。解算 C_D 系数能够使动力学模型和观测数据更好的拟合,减小观测数据残差,从而得到更高的内符合精度。美国空军太空作战实验室的HASDM计划(高精度卫星阻力模型)使用30年左右的轨道数据,解算每3天的 C_D 系数,再求平均值 $\overline{C_D}$,认为 $\overline{C_D}$ 就是真实的大气阻力系数^[6]。这种方法得到的 C_D 系数与卫星本身的性质密切相关,能够很好的体现 C_D 的物理意义,但是需要对卫星进行十年以上的在轨观测,这对大部分卫星定轨任务来说都是难以实现的。

在实际的卫星定轨任务中,往往通过调整大气模型的输入参数(地磁指数 ap 和太阳辐射流量F10.7)使观测数据残差最小, C_D 系数在合理范围内来实现对 C_D 的补偿修正,但是这种方法也有缺陷。首先,解算 C_D 主要基于观测期间的空间环境,如果预报期间的空间环境发生了较大变化,使用 C'_D 进行轨道预报必然会带来较大偏差;其次,解算 C_D 系数需要较长的观测弧段和测控网良好的几何分布,在空间站交会对接过程中,由于频繁对飞船进行轨道机动和姿态调整,只能用控后累积的资料进行轨道重建,再加上我国局部测控网的限制,整个测控弧段将被分割成多个较短的观测弧段来处理,因此很难获得满意的 C_D 解算精度。

基于我国载人航天工程交会对接任务对提高中长期轨道预报精度的迫切需求,本文利用CHAMP卫星的轨道数据,研究了 C_D 系数与 ap 指数、迹向残差的关系,利用线性回归分析给出了 C_D 系数补偿算法公式,并利用天宫一号的轨道数据验证了该补偿

算法的效果,结果表明,该算法能在一定程度上提高中长期轨道预报的精度。

1 数据与方法

1.1 C_D 系数对轨道预报的影响

C_D 系数准确与否对轨道预报的影响非常大,分别使用2008-01-02 T 00:00:0.0和2008-01-09 T 00:00:0.0起8h、16h、24h、32h、48h和72h的CHAMP星历数据定轨并解算 C_D ,其值见表1第一列和第三列,再重新使用8h数据定轨,不解算 C_D ,直接使用刚才解算的值,并预报3天的轨道,位置最大误差见表1第二列和第四列。可见,当使用适当的 C_D 系数时,即使只有较短弧段的定轨数据(8h),依然能达到较高的轨道预报精度。在定轨数据弧段较短的情况下,如何调整 C_D 系数以提高中长期轨道预报的精度是本文要解决的问题。

表1 C_D 系数对轨道预报的影响

Table 1 C_D effect on orbit prediction

2008-01-02		2008-01-09	
不同弧段解算的 C_D	位置最大误差/m	不同弧段解算的 C_D	位置最大误差/m
8h, 2.608	2481.5	8h, 3.092	5226.9
16h, 2.562	1957.3	16h, 2.852	2085.2
24h, 2.453	726.5	24h, 2.773	1054.5
32h, 2.321	902.3	32h, 2.711	247.1
48h, 2.305	1095.9	48h, 2.649	660.3
72h, 2.395	93.4	72h, 2.658	544.1

1.2 CHAMP卫星和天宫一号目标飞行器数据

CHAMP卫星于2000年发射,在轨运行10年,其轨道为近圆轨道,倾角87.3度,轨道高度从初始454km下降到350km左右,轨道周期约90分钟,每3个多月可覆盖所有地方时。CHAMP卫星的精密星历是由星载GPS接收机的定位数据经后期处理得到,精度达到米级^[9-10]。本文使用CHAMP卫星的星历作为定轨数据来源,同时又作为基准星历与预报星历比对,计算多个弧段的 C_D ,寻找最优 C_D 与各个因素的关系,从而提出了 C_D 补偿算法。

天宫一号于2011年9月发射,是我国自主研发的目标飞行器,轨道高度350km左右,搭载的GPS接收机能够得到全弧段的轨道位置速度,精度达到十几米,既可以作为定轨数据来源,又能够作为基准星历与预报星历比对。本文将 C_D 补偿算法应用到

天宫一号的定轨和轨道预报中,以验证算法的正确性和普遍适用性。

1.3 定轨与轨道预报

轨道预报是根据一组轨道根数,对观测弧段以外的卫星位置、速度进行外推,这组轨道根数是对一段观测数据做精密定轨得到的。为了揭示大气阻力对轨道的影响,本文尽可能采用高精度的动力学模型,包括 JGM64 × 64 地球重力场模型、日月引力、太阳光压、固体潮汐等。轨道预报使用 10 阶 10s 定步长 KSG 数值积分。

定轨和轨道预报中使用 MSIS90 大气密度模型,这是目前使用最广的大气模型。MSIS90 模型是由多颗火箭、卫星和地面不相干散射雷达实测的大气温度、大气成分的观测数据,在半经验公式的基础上拟合的。MSIS90 模型需要 81 天太阳辐射流量的平均值及前一天太阳辐射流量的值,当天的地磁指数 ap 平均值,当前所在 3h 及前 3h、6h、9h 的 ap 平均值,前 12h 到 33h 开始的 8 个 ap 平均值,前 36h 到 57h 开始的 8 个 ap 平均值^[11-14]。本文用到的 ap

指数和太阳辐射流量是美国地球物理数据中心发布的实测值。

1.4 补偿算法原理

如果定轨弧段内空间环境比较平静, ap 值较小,而预报弧段内有地磁扰动, ap 值较大,大气密度会增加,那么实际轨道可能比预报轨道偏低,这时提高 C_D 系数,使动力学模型中大气阻力的作用增加,重新进行轨道预报,结果可能更接近实际轨道,反之,应降低 C_D 系数。对迹向残差做如下定义:观测值减去计算值再分解到飞行方向。如果迹向残差均值大于 0,说明计算结果中卫星速度偏小,轨道周期偏大,轨道高度偏高,如果基于一个偏高的轨道根数做预报,只有提高 C_D 系数,增加大气阻力,才能使预报轨道与实际轨道吻合,反之,应降低 C_D 系数。同时需要指出,迹向残差不仅包含了大气阻力误差,还包含了测量数据误差和其它动力学模型误差,在低轨道卫星中大部分的迹向残差都是大气阻力误差引起的,但也不排除某些场合下其它误差会超过大气阻力误差,例如表 2 中第 13 组结果。

表 2 最优 C_D 与迹向残差、 ap 平均值比例的统计

Table 2 Statistics of optimal C_D , trace orientation error and ap

日期	8h C_D	位置最大误差/m	最优 C_D	位置最大误差/m	迹向残差均值/m	ap 平均值比例
20080102	2.608	2482.3	2.395	93.3	-0.116	0.360
20080109	3.092	5227.2	2.711	247.2	-0.123	3.349
20080302	2.409	1857.5	2.560	250.3	1.276	2.063
20080306	2.413	915.1	2.500	267.7	0.306	0.247
20080309	2.479	5181.4	2.803	658.8	0.838	2.774
20080314	2.547	2709.6	2.450	1214.6	-0.873	1.684
20080320	2.160	129.1	2.160	129.5	-0.145	0.727
20080324	2.251	1758.4	2.350	289.2	0.527	0.238
20080328	3.665	6257.7	3.364	671.1	-0.166	2.616
20080502	2.069	2198.5	2.210	284.3	0.162	2.667
20080509	1.667	2635.2	1.854	194.7	0.144	1.048
20080513	1.645	3844.9	1.920	176.9	1.370	1.455
20080517	1.874	3643.1	1.718	854.8	0.228	0.287

为了验证上述原理的正确性,本文选取 CHAMP 卫星 2008 年的 13 段数据(8h)进行定轨,并预报 3 天的轨道。由于磁暴期间大气密度时空变化非常复杂,不是本文讨论的范围,所以选择的这 13 段数据都处于地磁平静期, ap 指数日平均值小于 30。表 2 第二列是使用 8h 定轨数据解算的 C_D ,第六列列出了该定轨弧段内迹向残差的均值,在此基础上做 3 天轨道预报,第三列列出了最大位置偏差。使用更长

的数据弧段解算 C_D ,再使用 8h 数据定轨,定轨和预报中分别使用不同弧段解算的 C_D ,比较位置最大偏差,挑选最优 C_D ,即表 2 第四列,需要指出,最优 C_D 不全部是由定轨解出,有时即使使用较长弧段数据定轨,解出的 C_D 也不理想,因此在某些弧段,本文根据预报轨道迹向平均误差调整 C_D ,以谋求最优的轨道预报精度。表 2 第五列列出了使用 8h 数据和最优 C_D 定轨并预报 3 天的轨道位置最大偏差。第七列

为定轨弧段内与预报弧段内 ap 平均值的比例。

依据本文提出的 C_D 补偿算法原理, ap 平均值比例小于1和迹向残差均值大于0均是增大 C_D 的因素, 而 ap 平均值比例大于1和迹向残差均值小于0则是减小 C_D 的因素。图1标出了这13组数据的 C_D 修正量, 迹向残差均值和 ap 平均值比例。其中第13组数据的 C_D 修正量小于0, 迹向残差均值大于0, ap 平均值比例小于1, 与 C_D 补偿算法原理矛盾, 可能是由于该组结果更多受到了观测数据误差和其它动力学模型误差的影响, 故暂不考虑第13组数据, 以下统计只针对前12组数据。共有7组 C_D 修正量大于0, 这7组中迹向残差均值都大于0, ap 平均值比例有2组小于1, 4组大于1, 1组约等于1; 共有4组 C_D 修正量小于0, 这4组迹向残差均值都小于0, ap 平均值比例有1组小于1, 3组大于1; 共有1组 C_D 修正量等于0, 迹向残差均值小于0, ap 平均值比例小于1。通过以上统计认为, 无论是迹向残差均值还是 ap 平均值比例, 单纯的一个因素无法决定 C_D 修正量, 但在两个因素不同权重的共同影响下, 最优 C_D 的变化基本符合本文提出的 C_D 补偿算法原理, 例如第1行数据中, ap 平均值比例小于1, 本应增大 C_D 系数, 但由于迹向残差均值小于0, 最优 C_D 受该因素影响更大, 故应减小 C_D 。接下来本文将使用多元线性回归分析建立 C_D 补偿算法公式。

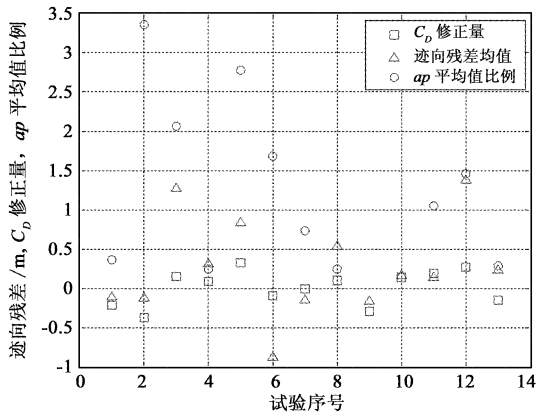


图1 C_D 修正量与迹向残差、 ap 平均值比例的关系

Fig. 1 Relations of C_D correction, trace orientation error and ap

1.5 补偿算法的实现

修正后的 C_D 记为 y_i , 8h解算的 C_D 作为初始 C_D ,

记为 x_{i1} , 迹向残差均值记为 x_{i2} , ap 平均值比例记为 x_{i3} , 将表2中12组数据代入(2)式:

$$\begin{cases} y_1 = b_0 + b_1x_{11} + b_2x_{12} + b_3x_{13} + e_1 \\ y_2 = b_0 + b_1x_{21} + b_2x_{22} + b_3x_{23} + e_2 \\ \dots \\ y_n = b_0 + b_1x_{n1} + b_2x_{n2} + b_3x_{n3} + e_n \end{cases} \quad (2)$$

其中 b_1, b_2, b_3, b_4 为待估参数, e_i 为随机误差, 写成矩阵形式, $Y = XB + E$, Y, B, E, X 分别为:

$$Y = \begin{pmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{pmatrix}, B = \begin{pmatrix} b_0 \\ b_1 \\ \vdots \\ b_n \end{pmatrix}, E = \begin{pmatrix} e_1 \\ e_2 \\ \vdots \\ e_n \end{pmatrix},$$

$$X = \begin{pmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & x_{13} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & x_{23} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & x_{n3} \end{pmatrix} \quad (3)$$

求 B 的最小二乘估计, $B = (X^T X)^{-1} X^T Y^{[15]}$, 得到修正后 C_D 的计算公式为:

$$y = 0.5836 + 0.7406x_1 + 0.1456x_2 + 0.0168x_3 \quad (4)$$

使用不同数据源求解 B , 得到的 B 也不相同, 故将(4)式描述的算法记为补偿算法1。由于初始 C_D 、迹向残差均值、 ap 平均值本身就存在一定的预测或计算误差, 因此修正后 C_D 仍含有上述误差。在应用中, 一方面要控制修正量, 使修正后的 C_D 在合理范围内; 另一方面使用修正后 C_D 进行定轨时, 要注意观察总的残差不能增大太多。

2 验证与分析

对 CHAMP 卫星 2005 年 1 月 8 日、2006 年 12 月 16 日和 2008 年 5 月 18 日的数据进行验证。使用 8h 数据定轨并解算 C_D , 预报 3 天的轨道, 位置最大误差分别为 2657.2 米、5159.3 米和 4637.2 米; 利用补偿算法 1 对上述解算的 C_D 进行修正, 使用修正后的 C_D 定轨并预报 3 天的轨道, 位置最大误差分别为 1342.1 米、3952.7 米和 3461.6 米, 见表 3, 预报精度分别提高了 49.5%、23.4% 和 25.3%。

表 3 补偿算法应用于 CHAMP 卫星的定轨和预报

Table 3 Calibration method applied to CHAMP satellite orbit determination and prediction

	2005-01-08		2006-12-16		2008-05-18	
	C_D	位置最大误差/m	C_D	位置最大误差/m	C_D	位置最大误差/m
直接解算	3.511	2657.2	2.610	5159.3	1.884	4637.2
补偿算法 1	2.992	1342.1	2.524	3952.7	1.967	3461.6
补偿算法 2	3.163	231.8	2.545	4287.2	1.882	4530.5

对天宫一号 2011 年 12 月 24、25、26 和 28 日的四段数据进行验证,结果如表 4。使用补偿算法 1 后,只有 28 日的轨道预报精度有所提高,其它 3 天的精度反而降低。这是因为补偿算法 1 把 8h 解算的 C_D 也作为一个因素考虑,这就使得补偿结果受到初始 C_D 的影响,与表 2 中的初始 C_D 发生联系。例如

25 日的初始 C_D 为 2.062,与表 2 中 2008 年 5 月 2 日的初始 C_D 值 2.069 非常接近,因此补偿结果向 2008 年 5 月 2 日的最佳 C_D 值 2.210 靠近,削弱了迹向残差和 ap 比例的影响,导致轨道预报结果变差。24 日和 26 日的的数据也存在类似问题,所以当补偿算法应用到其它卫星时,还需要改进。

表 4 补偿算法应用于天宫一号的定轨和预报

Table 4 Calibration method applied to Tiangong-1 orbit determination and prediction

	2011-12-24		2011-12-25		2011-12-26		2011-12-28	
	C_D	位置最大误差/m	C_D	位置最大误差/m	C_D	位置最大误差/m	C_D	位置最大误差/m
直接解算	2.078	5006.2	2.602	4343.8	1.999	1619.6	1.871	7749.7
补偿算法 1	2.190	12985.1	2.168	11941.3	2.052	5409.2	1.963	1877.4
补偿算法 2	2.050	2946.0	1.993	746.4	1.986	716.4	1.894	5769.1

不同卫星由于表面材料、形状及轨道高度不同, C_D 值存在差异,把从一颗卫星得到的 C_D 补偿算法应用到其它卫星时,不应该再考虑初始 C_D ,而是直接估算 C_D 修正量 y_i 。把迹向残差均值记为 x_{i1} , ap 平均值比例记为 x_{i2} 。按照 1.5 节的方法解得 $\mathbf{B} = (0.0339 \ 0.2463 \ -0.0599)^T$,由此得到 C_D 修正量的计算公式为:

$$y = 0.0339 + 0.2463x_{i1} - 0.0599x_{i2} \quad (5)$$

将初始 C_D 加上修正量,即可得到修正后的 C_D 。(5) 式描述的算法记为补偿算法 2。

使用补偿算法 2 再对 CHAMP 卫星和天宫一号的数据进行验证,结果见表 3 和表 4。天宫一号的 4 组轨道预报精度相对于直接解算 C_D 都有提高,提高幅度分别为 41.2%, 82.8%, 55.8% 和 25.6%; CHAMP 卫星的轨道预报精度相对于直接解算 C_D 也有提高或者精度相当。其中对于 2005 年 1 月 8 日的的数据来说,使用算法 2 后的预报精度比使用算法 1 明显提高,可能是因为这段数据时间与建立补偿算法的数据源时间相隔 3 年以上,这期间的轨道高度,卫星状态发生了较大变化,真实的 C_D 系数也相应改

变,补偿算法中不应该再受到初始 C_D 的约束,所以补偿算法 2 更好一些。

3 结 论

本文利用 2008 年 1-5 月份多个弧段内的 CHAMP 卫星星历进行定轨并解算 C_D ,通过比对预报星历的精度确定最优 C_D ,分析了最优 C_D 与 C_D 初始值、迹向残差、地磁指数(ap 平均值比例)的关系,使用线性回归分析方法对最优 C_D 进行最小二乘估计,得到 C_D 系数补偿算法的两个公式。将两个算法应用于 CHAMP 卫星和天宫一号的轨道预报,结果表明,对于 CHAMP 卫星来说,考虑了 C_D 初始值、迹向残差、地磁波动的补偿算法 1 能够提高轨道预报精度 20%~30%;把来源于 CHAMP 卫星数据的补偿算法应用到天宫一号时,只考虑迹向残差和地磁波动的补偿算法 2 优于算法 1,能够提高轨道预报精度 20% 以上。

需要指出的是,由于该算法考虑了预报时段内的地磁环境,侧重于减小预报时段内的迹向残差,因此定轨弧段的内符合精度有所降低,总的残差有所

增大,所以修正后的 C_D 虽然有利于轨道预报,但不能提高精密定轨本身的精度。本文使用的 ap 数据来源于事后实测,而真正的工程应用中只能使用 ap 预报值,中科院空间科学与应用研究中心能够使用我国自主监测的数据对未来 3 天的 ap 指数进行预报,其精度基本满足轨道预报的需求,因此该补偿算法在未来的交会对接任务中有一定的实用性。

参 考 文 献

- [1] 刘林. 人造地球卫星轨道力学[M]. 北京:高等教育出版社, 1992:139 - 171.
- [2] 李济生. 人造卫星精密轨道确定[M]. 北京:解放军出版社, 1995:125 - 181.
- [3] Rhoden E A, Forbes J M, Marcos F A. The influence of geomagnetic and solar variabilities on lower thermosphere density [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2000, 62:999 - 1013.
- [4] Afonso G, Barlier F, Berger C, et al. Reassessment of the charge and neutral drag of LAGEOS and its geophysical implications [J]. *Journal of Geophysical Research*, 1985, 90(B11):9381 - 9390.
- [5] 黄卫东, 张育林. 分布式卫星轨道构形的大气摄动分析及修正方法[J]. *宇航学报*, 2005, 26(5):649 - 652. [Huang Wei-dong, Zhang Yu-lin. Analysis of atmospheric perturbation to distributed satellites orbit configuration and its modified method [J]. *Journal of Astronautics*, 2005, 26(5):649 - 652.]
- [6] Bowman B R. True Satellite ballistic coefficient determination for HASDM[C]. *Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*. California, USA, August 5 - 8, 2002:4887 - 4892.
- [7] Cook G E. Drag coefficients of spherical satellites[J]. *Annales Geophysicae*, 1966, 22:53 - 62.
- [8] 赵长印, 吴连大. 变阻力大气摄动问题[J]. *天文学报*, 1996, 37(1):91 - 96. [Zhao Chang-yin, Wu Lian-da. The problem of variable air drag perturbation [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 1996, 37(1):91 - 96.]
- [9] Reigber C, Schwintzer P. CHAMP mission status [J]. *Advances in Space Research*, 2002, 30(2):129 - 134.
- [10] 徐天河, 杨元喜. CHAMP 卫星快速科学轨道数据的使用及精度评定[J]. *大地测量与地球动力学*, 2004, 24(1):81 - 84. [Xu Tian-he, Yang Yuan-xi. Use and precision evaluation of CHAMP rapid science orbit [J]. *Journal of Geodesy and Geodynamics*, 2004, 24(1):81 - 84.]
- [11] Hedin A E. MSIS - 86 thermospheric model [J]. *Journal of Geophysical Research*, 1987, 92(A5):4649 - 4662.
- [12] Picone J M, Hedin A E, Drob D P, et al. NRLMSISE - 00 empirical model of the atmosphere: statistical comparisons and scientific issues [J]. *Journal of Geophysical Research*, 2002, 107(A12):1468 - 1483.
- [13] Hedin A E. Extension of the MSIS thermosphere model into the middle and lower atmosphere [J]. *Journal of Geophysical Research*, 1991, 96(A2):1159 - 1172.
- [14] 秋宏兴, 吴连大, 张伟. 大气密度模型用于近地卫星定轨预报的比较[J]. *飞行器测控学报*, 2006, 25(4):12 - 18. [Qiu Hong-xing, Wu Lian-da, Zhang Wei. Comparison of atmospheric density models for LEO satellite orbit determination and orbit forecast [J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2006, 25(4):12 - 18.]
- [15] 施能. 气象科研与预报中的多元分析方法[M]. 北京:气象出版社, 2002:30 - 33.

作者简介:

刘舒蔚(1983 -), 女, 博士生, 工程师, 主要从事卫星定轨及中高层大气密度研究。

通信地址:北京市海淀区 5130 信箱 105 号(100094)

电话:13810080495

E-mail:lss_880211@yahoo.com.cn

(编辑:张宇平)