精确星光大气折射导航观测模型的研究

胡 静 杨 博

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 高精度星光折射间接敏感地平的自主导航方法,目前被国内外广泛关注,由于大气参数变化的不确定性,国内外现用星光折射模型有一定局限性,使得利用星光折射导航定位精度大打折扣. 根据大气密度随高度、纬度、季节等变化规律,有效改进现有固定高度(25 km)的观测模型,可从整体上提高自主导航精度及可靠性. 并通过对大气折射原理、平流层大气数据、大气模型以及影响星光折射观测模型的诸多因素的深入研究,建立了自适应连续高度(20 ~ 50 km)的星光折射观测模型,同时建立带摄动的系统方程,利用 Unscented 卡尔曼滤波算法进行了计算机仿真研究,并对仿真结果进行了误差分析.

关 键 词: 航天器; 导航; 折射; 观测模型; 轨道摄动

中图分类号: V 448.22^{+}4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)07-0773-05

Precise research on stellar horizon atmospheric refraction model

Hu Jing Yang Bo

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The concept of stellar horizon atmospheric refraction is considered to be one of the most promising concepts for satellite autonomous navigation. However, the precision of the method is limited due to the uncertainty of the stellar horizon atmospheric refraction model. According to the rule that atmospheric density would vary with altitude, latitude, season and so on, the fixed altitude measurement model (25 km) can be availably modified. Consequently, the navigation precision and dependability can be effectively improved. By thoroughly studying on the principle of the atmospheric refraction, the stratospheric atmosphere data, the atmospheric model and other factors related to the precision of the measurement model, a self-adapted continuous altitude (20 ~ 50 km) measurement model was established, and then the system model with the orbit perturbation was established as well. Finally, a simulation experiment was performed by using the Unscented Kalman Filter programme, and an error analysis was achieved.

Key words: aircraft; navigation; refraction; measurement model; orbit perturbation

航天器自主导航有利于减轻地面负担、提高自身生存能力、拓宽自身应用潜力等,其中天文自主导航是一种成本低、精度高、适用范围广的完全自主式导航方法.

利用天文定位的基本原理实现航天器的自主导航主要有两种方法:直接敏感地平,通过星光折射间接敏感地平. 星光折射间接敏感地平法是利用星光在大气中的折射角和高度之间的关系而间接敏感地平. 这一方案完全利用高精度的 CCD 星敏感器(可达到角秒级),以及大气对星光折射的数学模型及误差补偿方法,精确敏感地平,从而实现航天器的精确定位[1]. 这种自主导航系统结构简单、成本低廉,并能达到较高的定位精度,是一种很有前途的自主定位导航方案.

通常由于 25 km 处的平流层大气密度比较稳定, 使得星光在大气中的折射角和折射高度之间

收稿日期: 2005-08-15

基金项目: 航天创新基金资助项目

作者简介: 胡 静(1982-),女,安徽芜湖人,博士生,jinghumm@etang.com.

的关系可以用准确的数学模型表示出来,因而一直以来在相当高度内利用星光折射导航的观测方程均采用 25 km 高度的平均值,使得利用星光折射导航定位精度大打折扣. 本文根据大气密度的变化规律有效改进了现有固定高度(25 km)的观测模型,建立了一种自适应观测系统,可从整体上提高自主导航精度及可靠性.

1 星光折射自主导航原理

当星光通过地球大气时,其光线会向地心方向弯曲. 从轨道上看,当恒星的真实位置已经下沉时,其视位置还保持在地平之上. 从航天器上观测得到折射光线相对于地球的视高度为 h_a,而实际上它距离地面在一个略低的高度 h_g,即折射高度(如图 1 所示)[2].

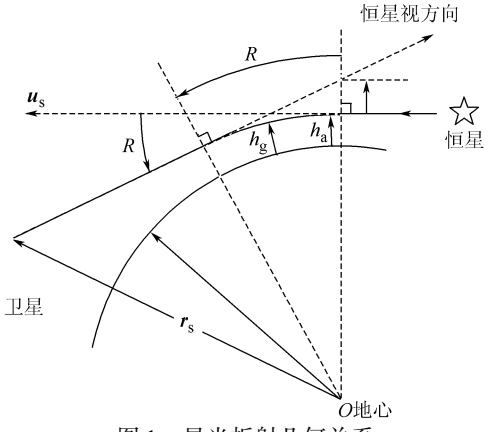


图 1 星光折射几何关系

利用装在航天器上的星敏感器同时观测两颗星,一颗星的星光高度远大于大气层的高度,星光未受折射,而另一颗星的星光则是如上所述经过大气折射作用,这样两颗星光之间的角距将不同于标称值,该角距的变化量即为星光折射角[1]. 通常在 25 km 处的平流层大气密度比较稳定,星光折射角与大气密度的关系较精确,大气密度随高度的变化也有较准确的模型,使得星光在大气中的折射角和折射高度之间的关系可用准确的数学模型表示出来,从而可精确地确定出星光在大气层中的高度,这个高度的观测量建立了折射量测与航天器位置之间的关系,是将星光折射应用于航天器自主导航的关键,可在基于航天器轨道动力学方程和对天体的量测信息的基础上,利用非线性滤波方法精确估计航天器的位置和速度.

2 星光折射观测模型的建立

星光折射敏感地平的精度依赖于平流层大气密度的准确程度. 但是高空大气的变化很复杂,平流层大气密度的变化取决于纬度和季节以及太阳活动日等诸多因素. 目前,大部分关于平流层密度的数据由高空气球或火箭携带的设备间接测量温度或压力而得到,精度不高,限制了密度被更好的估计和建模. 而由折射角的公式(见式(7))可以看出折射角与折射切向高度处的大气密度有直接的关系. 因此大气密度模型的不确定性直接导致了星光大气折射模型的不确定性. 全球范围内更准确的平流层大气密度模型能够揭示平流层的系统性变化,但是由于已知观测数据的限制这个模型还无法建立. 目前只能根据已有的实验数据获取近似的经验模型.

2.1 大气密度模型的研究

1) 改进的密度标尺高度模型研究

H 是密度标尺高度,按照下式定义

$$H = \frac{R_g T_m}{M_0 g + R_g\left(\frac{\mathrm{d}T_m}{\mathrm{d}h}\right)} \tag{1}$$

其中,R_g 为普适气体常数;T_m 为分子标尺温度;M_0 为海平面处的大气分子量;g 是重力加速度. 对于理想大气,由于重力加速度 g 和分子标尺温度 T_m 随高度而发生变化,H 也相应地随高度而变化.

假设 $H(h) = C_0 + C_1 h + C_2 h^2$,利用《1976 年美国标准大气》给出的数据进行曲线拟合解出 C_0,C_1,C_2,从而可以得到 H 随高度 h 变化的模型:

$$H(h) = 7.6351 - 0.011\,44h + 0.002\,4h^2$$

2) 改进的大气密度模型研究

实际的地球大气变化非常复杂,而密度与大气气压、温度、高度等变化有关,根据大气压模型、大气温度模型以及理想大气状态方程,可得到大气密度随高度变化的模型,在靠近地面的一定范围内(20 ~ 50 km),大气密度可近似的被描述为高度的指数函数形式[3].

目前使用的地球表面的大气密度公式为

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h - h_0}{H}\right) \tag{2}$$

其中,ρ 是高度 h 处的密度;ρ_0 是高度 h_0 处的密度;H 是密度标尺高度. 该公式涉及到密度标尺高度,且需要知道 h_0 处的密度 ρ_0,使用很不方便,需在此基础上进行改进.

假设大气密度随高度的变化近似符合

$$\rho = a\mathrm{e}^{bh} \tag{3}$$

设 $x = h$,$y = \ln\rho$,$A = \ln a$,$B = b$;得 $y = A + Bx$. 利用《1976 年美国标准大气》给出的数据进行曲线拟

合[3]解出 A,B,从而可以得到密度随高度变化的模型:

$$\rho = 1\,537.3\mathrm{e}^{-0.1462h} \tag{4}$$

其中,h 的单位为 km;ρ 的单位为 g/m^3.

仿真试验表明新的密度模型公式符合大气密度规律和实际状况,且便于建立自适应连续高度的观测方程.

2.2　自适应连续高度观测方程的建立

取 $\lambda = 0.7\ \mu\mathrm{m}$ 时,$k(\lambda) = 2.25\times10^{-7}$,联立大气密度模型公式以及密度标尺高度公式经过数学转换可以得到星光大气折射的折射角模型为

$$R = 0.033\,8\mathrm{e}^{-0.151\,802\,6h_g}\mathrm{rad} \tag{5}$$

等式两边经过数学变换可以得到切向高度与折射角的函数关系为

$$h_g = -22.313\,8 - 6.587\,50\ln R$$

而

$$h_a = k(\lambda)\rho_g(R_e + h_g) + h_g$$

从而可以得到新模型

$$h_a = -22.313\,8 - 6.587\,50\ln R + R\left(\frac{HR_e}{2\pi}\right)^{1/2} \tag{6}$$

其中,h_g 为折射光线的切向高度;h_a 为视高度;R_e 为地球半径.

目前,关于折射角计算的传统模型为

$$R = k(\lambda)\rho_g\left[\frac{2\pi(R_e + h_g)}{H}\right]^{\frac{1}{2}} \tag{7}$$

$$h_a(R,\rho) = h_0 - H\ln(R) + H\ln\left[k(\lambda)\rho_0\left(\frac{2\pi R_e}{H}\right)^{\frac{1}{2}}\right] + R\left(\frac{HR_e}{2\pi}\right)^{\frac{1}{2}} \tag{8}$$

从上述新的观测模型研究中得到以下结论:

1) 上述传统模型的两个公式(式(7)、式(8))是假设 h_g 处的密度标尺高度 H 值在更高的高度处都保持不变而得到的星光折射的一个近似值,式(8)也是在式(7)的基础上转换得到的解析式,而实际 H 值以及大气密度都是随高度变化的,传统模型作为星光折射导航的观测方程均采用 25 km 高度的平均值,而局限在一定高度处获取导航星或是将一定范围内的高度均近似为 25 km,会使得利用星光折射导航定位精度降低.

2) 新模型考虑了大气密度随高度的实际变化规律,有效改进了现有固定高度(25 km)的观测模型,更符合实际导航定位的需要. 且建立了一种自适应观测系统,即当星敏感器捕获到 20 ~ 50 km 任意高度处的折射导航星时均可以进行定位导航,大大提高了捕获折射星的概率,从而从整体上提高了自主导航精度及可靠性.

3　建模与仿真

3.1　航天器轨道运动的状态方程

航天器在外层空间运动,受到地球质心引力和其它多种摄动力的作用,这些摄动力主要包括地球形状摄动力、日月引力、大气阻力、太阳光辐射压力等,其中地球形状摄动力起主导作用. 航天器的飞行高度一般高于 150 km,虽然空气稀薄,但长时间的空气动力作用还是会明显改变航天器轨道要素,且轨道高度越低大气阻力带来的空气动力作用的影响越大,从而使大气阻力摄动成为影响低轨道卫星定位精度的主要误差源之一,而对于低轨道卫星太阳辐射压力的影响相对较弱,因此在建立系统模型时,航天器所受引力仅考虑地球质心引力、引力场摄动二阶带谐项以及大气阻力摄动,而将其它摄动因素等效为高斯白噪声,在协议天球坐标系中建立描述航天器运动的系统方程[4]为

$$\left.\begin{aligned}
\frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t} &= V_x\\
\frac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t} &= V_y\\
\frac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}t} &= V_z\\
\frac{\mathrm{d}V_x}{\mathrm{d}t} &= -\mu\frac{x}{r^3} + f_{Ex} + f_{Dx} + \omega_x\\
\frac{\mathrm{d}V_y}{\mathrm{d}t} &= -\mu\frac{y}{r^3} + f_{Ey} + f_{Dy} + \omega_y\\
\frac{\mathrm{d}V_z}{\mathrm{d}t} &= -\mu\frac{z}{r^3} + f_{Ez} + f_{Dz} + \omega_z
\end{aligned}\right\} \tag{9}$$

其中,$\mu = 3.986\,004\,415\,0\times10^{14}\ \mathrm{m^3/s^2}$ 为地球引力常数;x,y,z,V_x,V_y,V_z 分别为卫星位置和速度;r 为航天器位置矢量长度;$\omega_x,\omega_y,\omega_z$ 是随机扰动;f_{Ex},f_{Ey},f_{Ez} 为地球摄动引力势引起的摄动加速度分量,仅考虑与地球扁率有关的 J_2 项;f_{Dx},f_{Dy},f_{Dz} 为大气阻力引起的摄动加速度分量,其中阻力加速度矢量为 $\boldsymbol{f}_D = -\sigma\rho v_a\boldsymbol{v}_a S$,$\boldsymbol{v}_a$ 是航天器质心相对于大气的速度,$\sigma = C_D S/2m$ 为弹道系数,C_D 为阻力系数,S 为横截面积,m 是航天器质量. 令

$$\boldsymbol{X} = (x \quad y \quad z \quad V_x \quad V_y \quad V_z)^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{\omega} = (0 \quad 0 \quad 0 \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z)^{\mathrm{T}}$$

则描述航天器运动的状态方程为

$$\boldsymbol{X}(t) = f(\boldsymbol{X}(t),t) + \boldsymbol{\omega}(t) \tag{10}$$

3.2　基于新观测模型的量测方程

令 $\boldsymbol{u}_s$ 为单位矢量代表未折射的已知恒星的方向,$\boldsymbol{u}$ 是垂直于 $\boldsymbol{u}_s$ 的单位矢量,并且在星光方

向矢量 $\boldsymbol{u}_s$ 与卫星位置矢量 $\boldsymbol{r}_s$ 确定的平面内.

$$\boldsymbol{u}=\frac{\boldsymbol{u}_s\times(\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{u}_s)}{|\boldsymbol{u}_s\times(\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{u}_s)|} \tag{11}$$

根据图1的几何关系,同时结合上述研究的新观测模型可得量测方程:

$$\left.\begin{aligned}h_a&=\boldsymbol{r}_s\times\boldsymbol{u}+\boldsymbol{r}_s\times\boldsymbol{u}_s\tan(R)-R_e-a+v\\R&=0.0338\mathrm{e}^{-0.1518026h_g}\end{aligned}\right\} \tag{12}$$

其中,量测量星光折射角 R 采用上面建立的新模型获得,改进了现有固定高度(25 km)的观测模型,可以自适应的获取20~50 km处任意导航折射星,更符合实际导航定位的需要;v 为高斯型量测噪声.

3.3 仿真研究

航天器轨道参数取为:长半轴7 136.635 km,偏心率 1.809×10^{-5},轨道倾角65.00°,升交点赤经0.00°,近升角距1.00°.

离散系统噪声方差阵为

$$\boldsymbol{Q}=\boldsymbol{E}[\boldsymbol{\omega}\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}]=\mathrm{diag}(q_1^2\quad q_2^2\quad q_1^2\quad q_1^2\quad q_2^2\quad q_1^2)$$

根据摄动力的数量级可令状态方程中各个噪声的均方差为:$q_1=1\times10^{-3}$ m/s,$q_2=2\times10^{-3}$ m/s^2. 估计均方误差阵初值取为

$$\boldsymbol{P}=\mathrm{diag}(p_1^2\quad p_1^2\quad p_1^2\quad p_2^2\quad p_2^2\quad p_2^2)$$

其中 $p_1=0.5$ km,$p_2=0.002$ km/s. 根据选用的星敏感器和地平仪的精度,量测噪声方差 $\boldsymbol{v}$ 可取为

$$\boldsymbol{R}_m=\boldsymbol{E}[\boldsymbol{v}\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}}]=(3.4907\times10^{-4}\mathrm{rad})^2$$

3.3.1 采用新模型的仿真结果

1)取不同的折射切向高度时的仿真结果.

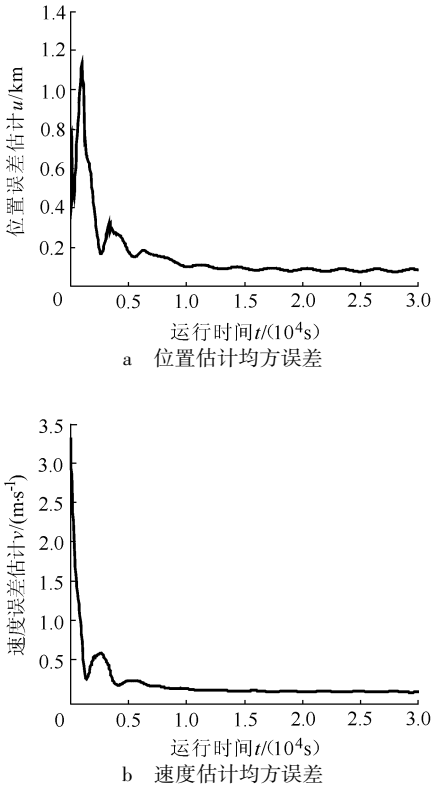
星光折射角随高度的增加而减小,越接近地面星光折射角越大,50 km处的星光折射角约为3.3″,已经超出目前星敏感器精度范围,而低于20 km处由于大气亮度影响也很难观测到导航折射恒星,因此新模型适用的范围满足实际导航定位的需要. 由表1中的仿真结果可知,当 h_g 取50 km与 h_g 取20 km时仿真精度相当,即在20~50 km内任一高度处获取折射星都可以用该模型进行卫星自主定位导航.

表1 不同折射切向高度时的导航精度

h/km	u/m	v/(m·s^{-1})
20	85.3	0.09403
30	86.0	0.09466
40	86.6	0.09526
50	87.3	0.09597

注:其中 h 为折射高度;u 为位置均方误差估计的平均值;v 为速度均方误差估计的平均值. 下面各表的 u、v 含义均相同.

2)在整个仿真过程中自适应选取折射切向高度 h_g 为20~50 km处连续随机值,得到仿真结果如图2.



a 位置估计均方误差

b 速度估计均方误差

图2 连续高度自适应导航位置、速度估计均方差图

① Unscented卡尔曼滤波进入稳态后,间接敏感地平导航系统位置矢量均方误差估计的平均值为82.3 m;速度矢量均方误差估计的平均值为0.09092 m/s. 由上图可见加入地球引力摄动和大气阻力摄动后,采用新模型的系统具有收敛性和稳定性.

② 新模型能自适应连续观测导航折射星,不局限于在某一固定高度处获取导航星,采用新模型当星敏感器捕获到20~50 km处任意高度处的折射导航星时均可以进行定位导航,大大提高了捕获折射星的概率,从而可在整体上提高自主导航精度及可靠性.

③ 新模型形式简单,计算方便,考虑了大气密度实际变化的影响,符合大气折射的变化规律,有较大的实际应用价值.

3.3.2 改变轨道倾角对新模型的影响

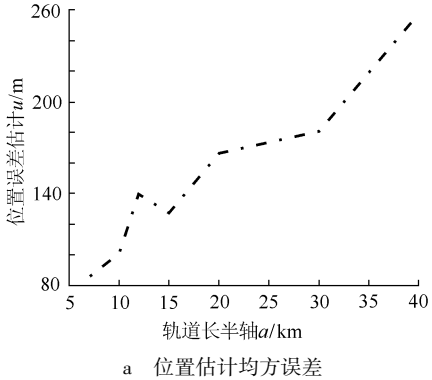
采用上述新的连续模型,取不同轨道倾角研究其对定位精度的影响,发现倾角对于定位精度影响较大(见表2)[5],原因是由于轨道倾角对测量几何改变较大. 多次实验表明,轨道倾角过大过小会使导航精度下降,在轨道倾角取65°时,定位精度较之取其它角度要高.

表 2　不同轨道倾角时的导航精度

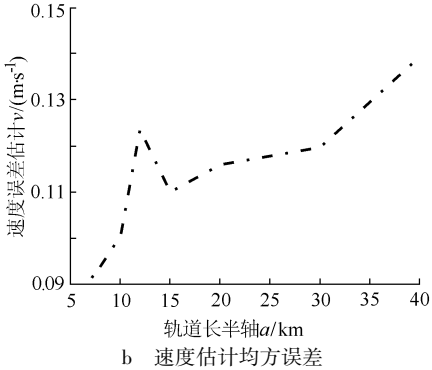
轨道倾角 θ/(°)	u/m	v/(m·s^{-1})
0	99.9	0.09670
45	101.7	0.09953
65	82.2	0.08932
85	101.8	0.09995
105	104.6	0.09962

3.3.3　改变轨道高度对新模型的影响

采用上述新的连续模型,对于不同轨道高度进行仿真研究,由图 3 可见随着轨道高度的增加,导航精度下降. 原因是由于卫星在一周内观测到的折射星个数一定,而随着轨道高度增加,轨道周期也增加,相邻两次折射观测的时间间隔增大,导致导航精度下降;并且轨道增高,相当于半径增大,同一角秒的折射观测误差引起的卫星位置误差增大,速度误差也同时增大.



a　位置估计均方误差



b　速度估计均方误差

图 3　位置、速度估计均方差与轨道高度的关系曲线

3.3.4　改变采样周期对新模型的影响

采用上述新的连续模型,利用 Unscented 卡尔曼滤波仿真发现航天器位置、速度矢量估计误差的方差随着滤波周期的增加而增大(见表 3). 采样周期的减小使得同一轨道周期中采样次数增加,可提高估计准确度.

表 3　不同采样周期时的导航精度

采样周期 T/s	u/m	v/(m·s^{-1})
0	99.9	0.09670
45	101.7	0.09953
65	82.2	0.08932
85	101.8	0.09995
105	104.6	0.09962

4　结 束 语

本文通过对大气折射原理、平流层大气数据、大气模型以及影响星光折射观测模型的诸多因素的研究,有效的改进了现有固定高度的星光折射观测模型,建立了自适应连续高度的星光折射观测模型. 新模型形式简单,使用方便,有较大的实用价值. 同时建立了带摄动的系统方程,通过仿真试验表明新模型可从整体上提高自主导航精度及可靠性,并有更广的实际应用价值.

参考文献 (References)

[1] White R L, Gounley R B. Satellite autonomous navigation with SHAD[R]. AD-A184-988,1987

[2] Gounley R, While R, Cai E. Autonomous satellite navigation by stellar refraction[J]. Journal of Guidance, 1984, 7(2):129-134

[3] 王国权,宁书年,金声震,等. 卫星自主导航中星光大气折射模型的研究方法[J]. 中国矿业大学学报,2004, 33(6):616-620

Wang Guoquan, Ning Shunian, Jin Shengzhen, et al. Research on starlight atmospheric refraction model in autonomous satellite navigation[J]. Journal of China University of Mining & Technology, 2004, 33(6):616-620 (in Chinese)

[4] 张瑜,房建成. 航天器天文导航模糊自适应卡尔曼滤波研究[J]. 北京航空航天大学学报,2004, 30(8):735-738

Zhang Yu, Fang Jiancheng. Fuzzy adaptive Kalman filtering for spacecraft celestial navigation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 30(8):735-738(in Chinese)

[5] 杨博. 航天器星敏感器自主定位方法及精度分析[J]. 宇航学报,2002, 23(3):81-84

Yang Bo. The method of autonomous position determination using star sensor and analysis of precision for spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2002, 23(3):81-84(in Chinese)

(责任编辑:张　婧)