

# 基于 UKF 的航天器多普勒/天文组合导航方法研究

宋伟<sup>1</sup> 宁晓琳<sup>2</sup> 杨照华<sup>2</sup>

(1 中国载人航天工程办公室 2 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院)

**摘 要** 多普勒导航依靠地面站无线电测控进行,精度较高,但易受地理条件的限制;天文导航利用测量天体的方向矢量信息,定位精度相对较低,但抗干扰能力较强,是一种完全自主的导航方法。为此,提出一种应用天文测量信息和单程多普勒频移定位的组合导航方法,并用 UKF 滤波算法进行联邦滤波,进而充分利用航天器的测量设备,实现多普勒导航和天文导航方式优势互补,以提高航天器导航定位精度和容错性能,通过实验仿真证明有效、实用。

**关键词** 天文导航 多普勒导航 信息融合 UKF 地球卫星

## 1 引言

多普勒导航通常依靠地面无线电测控设备,导航精度较高,但易受地理条件的限制。对中低轨道航天器而言,由于地面测量设备可跟踪的弧段较短,也难以实现对航天器的全轨道定位导航。随着航天器应用技术的发展,空间运行的航天器数量剧增,完全依靠地面测控设备,也给地面设备的工作造成十分繁重的压力。据统计,目前每天来自各种航天器的数据约为  $10^{15}$  位左右,如此迅速增加的数据已成为地面数据处理的沉重负担。因此各国都在积极发展各种不依赖地面测量的自主导航技术,以提高航天器的自主运行、自主管理和在轨生存能力<sup>[1]</sup>。

天文导航是一种完全自主的导航方法,通过观测天体矢量建立量测模型,根据航天器运动规律建立状态方程,再利用先进的估计方法获得航天器导航参数。一般航天器上都装有姿态敏感部件:星敏感器和地平仪,所以不需额外增加其它硬件设备就可实现自主天文导航。最简单的天文导航仅使用天体与地平之间的角度观测信息,所以导航精度不高。为了解决这一问题,本文提出了将天文导航和多普勒导航相结合,通过信息融合实现航天器的高精度导航。这两种导航方式优势互补,既充分利用航天器的量测设备和全程信息获取优势,又利用了地面测量设备高导航精度的优势,提高了系统的容错能力和可靠性,具有较高的使用价值。

## 2 天文导航原理

天文导航是通过测量自然天体相对航天器的矢量方向来实现定位导航,日月星辰构成的惯性参考系具有无可比拟的精确性和可靠性。基于轨道动力学方程的天文导航方法包括直接敏感地平和利用星光折射间接敏感地平的天文导航方法,其基本原理都是在航天器轨道动力学方程和天体量测信息的基础上,利用滤波技术精确估计航天器的位置和速度。两种方法的区别在于,所利用的天体量测信息及相应的量测方程不同。航天器直接敏感地平的自主天文导航方法简单、可靠、易于实现。其基本原理是利用星敏感器观测导航恒星得到该星光在星敏感器测量坐标系的方向,通过星敏感器安装矩阵的转换,可解算出星光在航天器本体坐标系中的方向。利用红外地球敏感器或空间六分仪测量航天器垂线方向或航天器至地球边缘的切线方向,进而计算地心矢量在航天器本体坐标系中的方向。根据航天器、所观测的导航星和地球之间的几何关系,利用轨道动力学方程和先进的滤波估计方法即可实现航天器的自主导航,获得航天器的位置、速度等导航信息<sup>[2,3]</sup>。星光间接敏感地平的方法,是利用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被大气折射,此种方法条件比较苛刻,且计算较为复杂,实际工程应用具有一定的

局限性, 详见文献[4]。

### 3 导航系统的数学模型

#### 3.1 天文导航系统

在研究航天器的运动时, 选取历元(J2000.0)地心赤道坐标系。此时, 通常选用的航天器导航系统状态模型(轨道动力学模型)为<sup>[5]</sup>

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = v_x + w_x \\ \frac{dy}{dt} = v_y + w_y \\ \frac{dz}{dt} = v_z + w_z \\ \frac{dv_x}{dt} = -\mu \frac{x}{r^3} \left[ 1 - J_2 \left( \frac{R_e}{r} \right) \left( 7.5 \frac{z^2}{r^2} - 1.5 \right) \right] + \Delta F_x + w_{v_x} \\ \frac{dv_y}{dt} = -\mu \frac{y}{r^3} \left[ 1 - J_2 \left( \frac{R_e}{r} \right) \left( 7.5 \frac{z^2}{r^2} - 1.5 \right) \right] + \Delta F_y + w_{v_y} \\ \frac{dv_z}{dt} = -\mu \frac{z}{r^3} \left[ 1 - J_2 \left( \frac{R_e}{r} \right) \left( 7.5 \frac{z^2}{r^2} - 1.5 \right) \right] + \Delta F_z + w_{v_z} \end{cases} \quad (1)$$

$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$   
简写为

$$\dot{X}(t) = f(X, t) + w(t) \quad (2)$$

式中, 状态矢量  $X = [x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z]^T$ ,  $x, y, z, v_x, v_y, v_z$  分别为航天器在  $X, Y, Z$  三个方向的位置和速度;

$\mu$  是地心引力常数;

$r$  是航天器位置参数矢量;

$J_2$  为考虑地球扁率影响的引力系数;

$\Delta F_x, \Delta F_y, \Delta F_z$  为地球非球形摄动的高阶摄动项和日、月摄动以及太阳气压摄动和大气摄动等摄动力的影响;

状态噪声模型  $w = [w_x, w_y, w_z, w_{v_x}, w_{v_y}, w_{v_z}]^T$ 。

#### 3.2 天文导航系统的量测方程

天文导航中通常用星光角距和星光仰角作为观测, 二者相比, 星光仰角的可观测性好于星光角距, 相应的定位精度也较高<sup>[6]</sup>, 所以本文选用星光仰角作为天文导航系统的观测量。星光仰角是指从航天器上观测到的导航恒星与地球边缘的切线方向之间的夹角, 由图 1 所示的几何关系可得星光仰角  $\gamma$  的表达式和相应的量测方程分别为

$$\gamma = \arccos \left( -\frac{s \cdot r}{r} \right) - \arcsin \left( \frac{R_e}{r} \right)$$

$$Z = \gamma + v_\gamma = \arccos \left( -\frac{s \cdot r}{r} \right) - \arcsin \left( \frac{R_e}{r} \right) + v_\gamma \quad (3)$$

式中,  $r$  是航天器在地心惯性球坐标系中的位置矢量;

$s$  是导航星星光方向的单位矢量;

$R_e$  是地球半径;

$v_\gamma$  是量测噪声。

则天文导航系统的量测方程简记为:

$$Z_1(t) = h_1[X(t), t] + V_1(t) \quad (4)$$

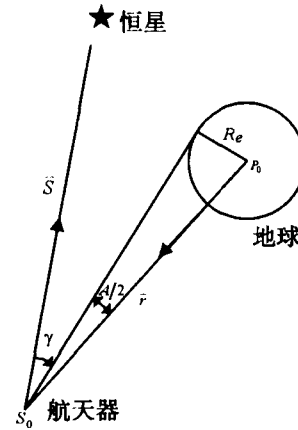


图 1 星光仰角

#### 3.3 多普勒导航系统的量测方程

通过测量地面设备发射的无线电信号到达探测器时的多普勒频移, 可以计算出航天器与地面站间的相对速度为

$$\dot{\rho} = c \left( \frac{f' - \delta f_{\text{atm}} - \delta f_0}{f_0} \right) + v_\rho \quad (5)$$

式中,  $\rho$  为探测器与地面设备间的相对速度;

$c$  为光速;

$f_0$  为地面设备发射的无线电信号频率;

$f'$  为探测器上的接收机接收到的无线电信号的频率;

$\delta f_{\text{atm}}$  为大气层对信号的时延;

$\delta f_0$  为由信号源本振频率的漂移引起的误差,

由于目前地面设备信号源本振多采用 USO(Ultra Stable Oscillators), 该误差的量级很小;  $v_\rho$  为量测噪声。

由于地球的自转, 为保证在航天器运行过程中尽可能多地接收到地面测量设备的信号, 应建立多个地面站, 在本节仿真中, 使用 4 个地面站进行计算。

令  $Z_2 = [\dot{\rho}]$ ,  $V_2 = [v_\rho]$ , 则可得多普勒导航系统的量测方程为

$$Z_2(t)=h_2[X(t),t]+V_2(t) \quad (6)$$

#### 4 基于信息融合的滤波方法

由于导航系统模型非线性，所以选择了由 S.J. Julier 和 J.K.Uhlman 在 1997 年提出的 UKF 非线性滤波方法。此滤波方法对于线性系统来说，它的滤波性能与卡尔曼滤波相当；但对于非线性系统，由于它不需要计算雅可比矩阵，不需要对状态方程和量测方程线性化，因此也就不存在对高阶项的截断误差，性能则明显优于扩展卡尔曼滤波。

系统的状态方程为  $\dot{X}(t)=f(X,t)+w(t)$

量测方程为  $Z_1(t)=h_1[X(t),t]+V_1(t)$

$$Z_2(t)=h_2[X(t),t]+V_2(t)$$

假设状态模型噪声的协方差阵为  $E[W(k)W(k)^T]=Q(k)$ ，量测模型噪声的协方差阵为  $E[V_1(k)V_1(k)^T]=R_1(k)$ ， $E[V_2(k)V_2(k)^T]=R_2(k)$ 。那么，可以得到两个子导航系统的非线性滤波公式如下：

当有测控信息出现时，采用基于信息融合的联邦滤波器，对直接敏感地平的天文导航方法和多普勒定位导航方法使用两个基于 UKF 的局部滤波器进行滤波，得到的两个局部最优估计值  $X_i(k)(i=1,2)$ ，再利用信息融合的方法通过主滤波器得到全局最优估计。具体的步骤为：

##### (1) 基于 UKF 的子滤波器设计

在  $\hat{X}(k|k)$  附近选取一系列采样点，这些采样点的均值和协方差分别为  $\hat{X}(k|k)$  和  $P(k|k)$ 。这些采样点通过该非线性系统，产生相应的变换采样点。对这些变换采样点进行计算，便可得到预测的均值和协方差。

设状态变量为  $n \times 1$  维，那么  $2n+1$  个采样点及其权重分别如下：

$$\begin{aligned} X_{0,k} &= \hat{x}_k \\ W_{0,\tau} &= 1/(n+\tau) \\ X_{i,k} &= \hat{x}_k + \sqrt{n+\tau} (\sqrt{P(k|k)})_i \\ W_i &= 1/[2(n+\tau)] \\ X_{i+n,k} &= \hat{x}_k - \sqrt{n+\tau} (\sqrt{P(k|k)})_i \\ W_{i+n} &= 1/[2(n+\tau)] \end{aligned} \quad (7)$$

其中， $\tau \in R$ ； $W_0+W_i+W_{i+n}=1$ ；当  $P(k|k)=A^T A$  时， $(\sqrt{P(k|k)})_i$  取  $A$  的第  $i$  行，当  $P(k|k)=A A^T$  时， $(\sqrt{P(k|k)})_i$  取  $A$  的第  $i$  列。标准的 Unscented 卡尔

曼滤波算法如下。

##### ①初始化

$$\hat{x}_0 = E[x_0], P_0 = E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T] \text{ 对于 } k \geq 1 \quad (8)$$

##### ②计算采样点

$$\begin{aligned} X_{k-1} &= [\hat{x}_{k-1} \quad \hat{x}_{k-1} + \sqrt{n+\tau} (\sqrt{P_{k-1}})_i \\ &\quad \hat{x}_{k-1} - \sqrt{n+\tau} (\sqrt{P_{k-1}})_i] \\ &\quad i=1,2,\dots,n \end{aligned} \quad (9)$$

##### ③时间更新

$$X_{k|k-1} = F(X_{k-1}, u_{k-1}, k-1) \quad (10)$$

$$\hat{x}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} W_i X_{i,k|k-1} \quad (11)$$

$$P_k = \sum W_i [X_{i,k|k-1} - \hat{x}_k^-] [X_{i,k|k-1} - \hat{x}_k^-]^T + Q_k \quad (12)$$

$$y_{k|k-1} = H(X_{k-1}, u_{k-1}, k) \quad (13)$$

$$\hat{Y}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} W_i y_{i,k|k-1} \quad (14)$$

##### ④量测更新

$$P_{y,y} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [y_{i,k|k-1} - \hat{y}_k^-] [y_{i,k|k-1} - \hat{y}_k^-]^T + R_k \quad (15)$$

$$P_{x,y} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [x_{i,k|k-1} - \hat{x}_k^-] [y_{i,k|k-1} - \hat{y}_k^-]^T \quad (16)$$

$$K_k = P_{x,y} P_{y,y}^{-1} \quad (17)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (y_k - \hat{y}_k^-) \quad (18)$$

$$P_k = P_k^- - K_k P_{y,y} K_k^T \quad (19)$$

其中， $Q_k$  和  $R_k$  分别为系统和量测噪声协方差。  $x(k)$  当假定为高斯分布时，通常选取  $\tau=3$ 。当  $\tau < 0$  时，计算出的估计值误差协方差  $P(k+1|k)$  有可能是负定的。这时常采用一种修正的预测算法，预测值的均值仍采用式(8)计算，预测值协方差则改为围绕  $x_{0,k+1/k}$  [3,7]。

##### (2) 信息融合

同时有多普勒定位信息和天文信息时，再进行信息分配和融合，利用分散化并行运算的滤波器的处理所得到的两个局部最优估计值  $X_i(k)(i=1,2)$ ，在主滤波器中按下式进行融合。得到全局最优估计值为

$$\begin{aligned} \hat{X}_g(k) &= [P_1^{-1}(k) + P_2^{-1}(k)]^{-1} \cdot \\ &\quad [P_1^{-1}(k)X_1(k) + P_2^{-1}(k)X_2(k)] \end{aligned} \quad (20)$$

$$P_g(k) = [P_1^{-1}(k) + P_2^{-1}(k)]^{-1} \quad (21)$$

$$\hat{X}_i(k) = \hat{X}_g(k) \quad (22)$$

$$Q_i^{-1}(k) = \beta_i Q_g^{-1}(k) \quad (23)$$

$$P_i^{-1}(k) = \beta_i P_g^{-1}(k) \quad (24)$$

$$\beta_1 + \beta_2 = 1 (i=1,2 \quad 0 \leq \beta_i \leq 1) \quad (25)$$

信息分配因子选择的基本原则是在满足信息守恒公式的前提下与局部滤波器的滤波精度成正比,一般取为固定值。在本节中为获得更好的滤波结果,使用基于估计误差矩阵  $P$  的范数的动态分配信息因子的算法,令

$$\beta_i(k) = \frac{(\|P_i(k-1)\|_F)^{-1}}{\sum_{i=1}^2 (\|P_i(k-1)\|_F)^{-1}} \quad (26)$$

在没有多普勒定位信息时,只使用星敏感器和红外地平仪得到的直接敏感地平的观测信息进行状态和量测更新,不作信息分配和融合。从信息融合中信息分配因子的分配方式可以看出,当某一子系统出现故障性能恶化时,其误差协方差阵就会增大,其所对应的信息分配因子就会减小,因此该子系统在信息融合中所占的比例就会减小,对总体性能估计的影响也会减小。因而这种将信息分配因子与子系统的误差矩阵相结合的方法可以大大提高组合系统的可靠性。

### 5 计算机仿真

#### 5.1 初始仿真条件

仿真使用的轨道数据由通用的 STK 仿真软件产生,详细条件如下:

(1) 坐标系: J2000.0 地心赤道惯性坐标系

(2) 标称轨道参数:

半长轴:  $a=7136.635 \text{ km}$

偏心率:  $e=1.809 \times 10^{-3}$

轨道倾角:  $i=65^\circ$

升交点赤经:  $\Omega=30.00^\circ$

近升角距:  $\omega=30.00^\circ$

(3) 测量仪器的精度:

星敏感器的视场:  $10^\circ \times 10^\circ$

星传感器精度:  $3'' (1\sigma)$

红外地平仪的精度:  $0.02^\circ (1\sigma)$

(4) 导航星使用分布于天球上的 50 颗最亮的恒星(星等  $\leq 2m$ )

(5) 在 EKF 中使用的初始值和参数:

$$Q = \text{diag}[(2 \times 10^{-4} \text{ km})^2, (2 \times 10^{-4} \text{ km})^2, (2 \times 10^{-4} \text{ km})^2, (2 \times 10^{-6} \text{ km/s})^2, (2 \times 10^{-6} \text{ km/s})^2, (2 \times 10^{-6} \text{ km/s})^2]$$

$R = (9 \times 10^{-4} \text{ rad})^2, P_0$  可任意选取。

(6) 初始轨道参数:

$$X = [7.1365 \times 10^6 \text{ m} \quad 0 \text{ m} \quad 0 \text{ m} \quad 0 \text{ m/s} \quad 3.1584 \times 10^6 \text{ m/s} \quad 6.7734 \times 10^6 \text{ m/s}]$$

### 5.2 仿真结果

图 1 为滤波周期为  $T=3s$  时利用直接敏感低平的仿真结果,图 2 基于多普勒定位/天文导航信息融合的计算机仿真,明显地,在有多普勒雷达覆盖的区域位置、速度精度都很高。大量的仿真结果说明,信息融合的方法好于任意一个以单一测量的导航定位方法。

### 6 结论

无论理论分析的结果,还是仿真计算的结果都表明:基于信息融合的导航系统比单独使用任何一

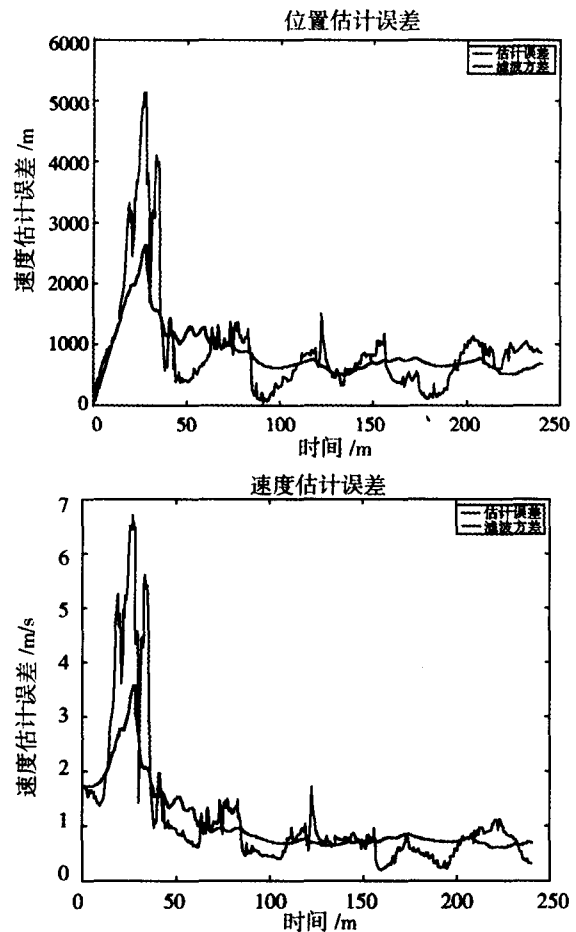


图 1 直接敏感低平的 UKF 滤波估计结果

(下转第 28 页)

如图所示, 试验验证过程中出现了未曾预测到的故障模式, 需要充分分析在 FMEA、FTA 中没有考虑到该故障模式的原因, 以逐步提高可靠性分析的水平。由上图还可看出, 对故障模式的试验验证, 同时也是可靠性分析全面性、准确性的迭代完善过程, 从而保证系统分析的正确性和合理性。

### 5 技术保障措施

需要建立可靠性分析评估、测试和试验验证等技术研究环境, 建成一套地面设施设备可靠性设计与试验验证系统, 完善设施设备故障检测及可靠性测试等手段, 具备可靠性分析评估条件、关键设施设备的机理研究与失效分析条件, 增强可靠性数据获取能力、提供必要的技术支持, 提高试验验证能力。主要内容包括: 可靠性设计分析软件平台、地面设备专业分析工具, 可靠性基础数据获取与信息管理系统, 以及部分关键设施设备的试验验证系统(如液压、起重系统等)。

同时, 需要开展以研究制定地面设施设备管理使用规范、标准为代表的一系列关键技术研究, 进一步规范以可靠性为中心的质量管理工作, 涉及设施设备设计、生产、使用、管理、维修、检测等方面, 为规

范设施设备设计、生产工艺控制、设备选择、以及维修的时机、级别、维修方案等提供依据, 提高质量管理规范化、科学化水平。

### 6 结束语

可靠性设计分析方法在发射场地面设施设备研制建设中的应用, 有助于提高试验任务保障能力, 有助于提高地面设施设备可靠性设计水平, 有助于促进地面设施设备安全管理的科学化和规范化, 有助于推动以可靠性为中心的维修分析工作的全面开展, 以及状态检测、故障监测与诊断技术的广泛应用。

文中就发射场地面设施设备可靠性系统工程的构成、在设施设备研制建设各个阶段中建立可审核、可部署、可操作、可检查的可靠性工作内容、目标及要求进行了研究探讨, 对于促进可靠性研究的工程应用具有指导意义。◇

#### 参考文献

- [1] 陆廷孝、郑鹏洲、何国伟、曾声奎, 可靠性设计与分析, 国防工业出版社, 1995
- [2] 方颖、王大钧, 舰船总体研制可靠性方案论证方法初步探讨, 第一届中国地区 Isograph 用户年会论文专辑, 2006.6

(上接第 23 页)

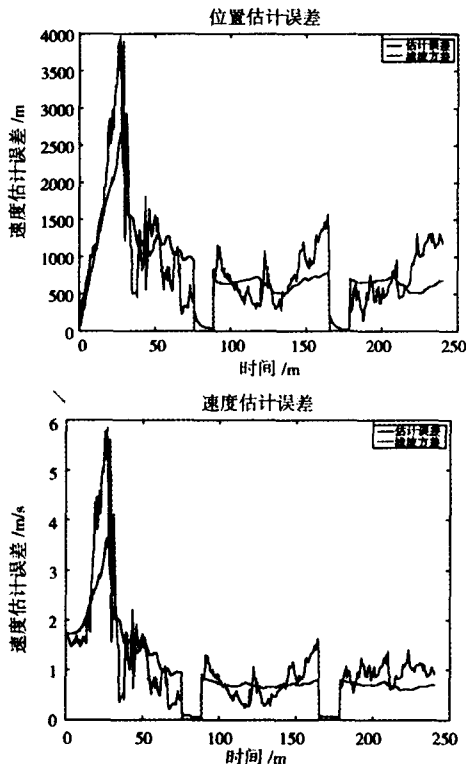


图 2 基于信息融合的 UKF 滤波估计结果

种方法的导航系统都具有更高的定位导航精度, 文中提出将直接敏感地平的天文方法和单程多普勒频移定位相融合, 利用 UKF 进行滤波既提高了导航定位精度, 又提高了系统的可靠性和容错性能。◇

#### 参考文献

- [1] 房建成, 宁晓琳. 航天器天文导航原理与应用[M]. 国防工业出版社, 2006.
- [2] CARLSONNA. Information-Sharing Approach of nderated Kalman Filter. Proceedings of National Aerospace Electronics Conference, Dayton, OH, USA, 1988.
- [3] Anthony J. Autonomous Space Navigation Experiment. Paper No. AIAA92-1701:1~22.
- [4] 房建成, 宁晓琳等. 航天器租住天文导航原理与方法. 国防工业出版社, 2005.
- [5] 刘林. 卫星轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [6] 宁晓琳, 房建成. 卫星自主天文导航系统中的可观测性及可观测性分析. 北京航空航天大学学报, 31(6): 673~677.
- [7] 张瑜, 房建成. 基于 Unscented 卡尔曼滤波器的卫星自主天文导航研究. 宇航学报, 2003, 24(6): 646~650.