0254-6124/2008/28(4)-311-05 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Fan Litao, Tang Guojian, Wu Jie. Feasibility of geosynchronous ATV navigation based on GPS. *Chin. J. Space Sci.*, 2008, **28**(4): 311~315

基于 GPS 对地球同步轨道自动转移飞行器进行导航的可行性分析*

范利涛 汤国建 吴 杰

(国防科技大学航天与材料工程学院 长沙 410073)

摘 要 研究利用 GPS 对地球同步轨道自动转移飞行器进行导航的方法，分析了飞行器在转移过程中可用的 GPS 卫星数目，在地心惯性坐标系下建立了惯导误差和 GPS 的伪距、伪距变率模型，采用渐消因子的自适应卡尔曼滤波对飞行器进行组合导航. 仿真结果表明，可用 GPS 卫星的数目随着飞行器高度的增高而减少，因此无法利用单一历元观测信息直接对飞行器导航. 但采用多历元观测信息和动力学模型相结合的滤波方法可对飞行器进行组合导航，当飞行器初始位置偏差为 1 km, 初始速度偏差为 1 m/s, 伪距及伪距变率观测均方差分别为 10 m 和 0.05 m/s 时，地球同步轨道自动转移飞行器的最终位置偏差小于 50 m, 速度偏差小于 0.02 m/s.

关键词 GPS; 地球同步轨道自动转移飞行器; 渐消因子卡尔曼滤波; 组合导航

中图法分类号 V 44

Feasibility of Geosynchronous ATV Navigation Based on GPS

FAN Litao TANG Guojian WU Jie

(*College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha* 410073)

Abstract The GPS is used to determine the orbit of Geosynchronous Autonomous Transfer Vehicle (GATV). The visibility of the GPS satellites relative to the vehicle is analyzed in this paper. Moreover, inertial error, pseudorange and delta pesudorange models are established in the earth centered inertial coordinate system. The adaptive kalman filter with a fading factor is applied for the vehicle orbit determination. Simulation results show that even slope-lobe signal is used, GPS satellite visibility becomes lower as the vehicle flies higher. Usually, the visibility can not be improved effectively by increasing the receiver antenna gain and direct orbit determination is infeasible with only one epoch GPS observation. It is indicated that by using kalman filter, in the conditions of 1 km initial position deviation, 1 m/s initial velocity deviation, 10 m pseudorange mean square error and 0.05 m/s delta pseudorange mean square error, the final position deviation is smaller than 50 m while the velocity deviation is smaller than 0.02 m/s.

Key words GPS, Geostationary Autonomous Transfer Vehicle (GATV), Fading factor adaptive Kalman filter, Navigaiton

* 国防预研基金项目资助 (51309060302)

2007-09-03 收到原稿， 2008-03-25 收到修定稿

1 引言

地球同步轨道自动转移飞行器是维护地球同步卫星的有效工具, 精确自主地对飞行器进行导航是确保其发射成功的关键. 可用于对地球同步轨道自动转移飞行器进行自主导航定位的主要是捷联惯导系统 (SINS) 和 GPS. 地球同步轨道自动转移飞行器进入同步轨道时, 其位置导航精度要求小于 100 m, 速度导航精度小于 0.1 m/s, 单独使用 SINS 无法满足精度要求. 地球同步轨道自动转移飞行器采用空间发射, 大部分时间运行在 3000 km 以上的轨道, 此时 GPS 接收机位于 GPS 卫星的主瓣信号之外, 接收机很难捕获 GPS 卫星信号 [1], 因此 GPS 也无法对地球同步轨道自动转移飞行器直接进行导航定位.

近年来, 有学者提出可以利用地球背面的 GPS 信号来对飞行器进行导航 [2],[3], 一些研究搭载实验也表明, 当飞行器高度高于地球同步轨道时, 其 GPS 接收机依然可以捕获到 GPS 信号, 但 GPS 接收机的灵敏度必须足够高以便捕获微弱 GPS 信号. 最新研究进展表明, 当 GPS 卫星信号的信噪比大于 18 dB 时, GPS 接收机就可捕获并跟踪此信 号 [4],[5], 但此时可利用的卫星数目很少, 因此必须考虑将多历元 GPS 伪距和伪距变率观测数据与飞行器轨道动力学模型相结合, 采用合适的信息融合方法对飞行器进行组合导航.

本文分析了 GPS 卫星对于地球同步轨道自动转移飞行器的可见性 (如果接收机可以捕获 GPS 信号, 则此 GPS 卫星相对于飞行器 “可见”), 并将渐消因子自适应卡尔曼滤波方法与飞行器动力学模型相结合, 利用多历元 GPS 观测信息对飞行器进行导航. 仿真分析表明, GPS 用于地球同步轨道自动转移飞行器导航可以满足其导航精度.

2 GPS 卫星的可见性分析

GPS 卫星相对地球的张角为 $\pm 13.9^\circ$, 实际上 GPS 卫星 L1 信号波束张角要稍微大一些, 约为 $\pm 21.3^\circ$[6]. 这样 GPS 主瓣信号不会完全被地球遮挡, 可以利用地球另一侧的信号来进行定位. 国外的搭载试验表明, 对于高轨飞行器而言, GPS 的旁瓣信号亦可加以利用, 只是此时 GPS 卫星信号较弱, 需要考虑信号强度及信噪比, 并精心设计 GPS 接收机. GPS 卫星与飞行器的空间几何关系如图 1 所示.

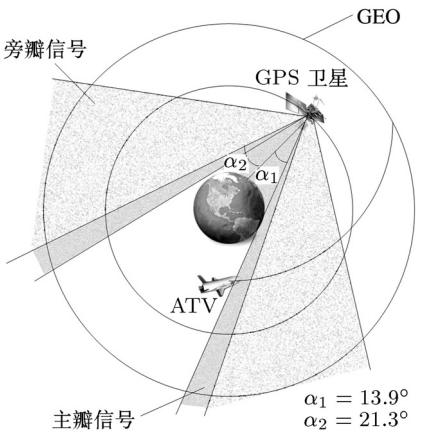

图 1 GPS 卫星与飞行器的几何关系

Fig.1 Geometric relationship between a GPS satellite and a spacecraft

文献 [7] 给出了可接收到 GPS 信号的三个判据. 为了能利用 GPS 卫星的旁瓣信号, 必须计算 GPS 卫星信号的信噪比. 信噪比与 GPS 卫星发射功率、天线增益、接收机增益及卫星、飞行器和地球的相对位置等有关. 其计算公式为

$$\begin{aligned} C/N =& 10\lg P_{\rm t} + G_{\rm t} + L_{\rm D} + G_{\rm r} - \\ & 10\lg KT_{\rm sys} + L_{\rm NF} + L_{\rm I}. \end{aligned} \tag{1}$$

各个符号的含义及数值参见表 1.

表 1 空间链路参数设置

Table 1 Link budget parameters/assumptions

$P_{\rm t}$	发射功率	27 W
$G_{\rm t}$	卫星天线增益	见图 2
$L_{\rm D}$	路径损耗 ($\lambda = 0.1903$ m)	$20\lg\left(\frac{\lambda}{4\pi\rho}\right)$
$G_{\rm r}$	接收机天线增益 [8]	见图 3
K	波尔兹曼常数	1.38×10^{-23} J/K
$T_{\rm sys}$	环境噪声温度	190 K
$L_{\rm NF}$	其他损耗	−3.0 dB
$L_{\rm I}$	执行, A/D 转换损耗	−1.5 dB

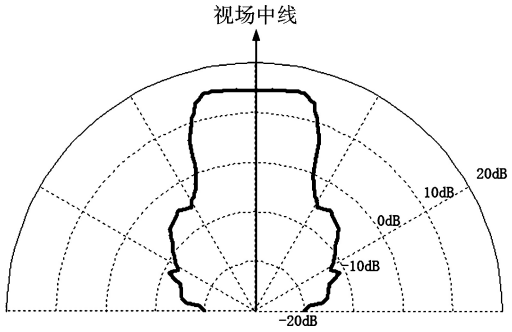

图 2 GPS 发射天线增益

Fig.2 GPS transmission antenna gain

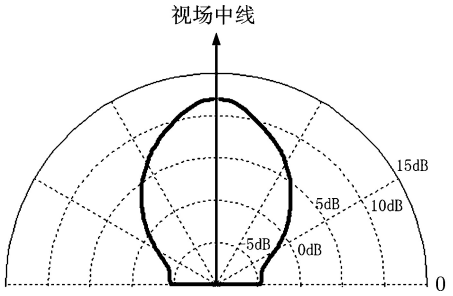

图 3 接收机天线增益

Fig.3 Receiver antenna gain

3 滤波导航模型

由于 GPS 卫星相对于地球同步轨道自动转移飞行器的可见性较差, 因此无法利用单历元的 GPS 观测信息对飞行器进行导航. 需要将多历元的 GPS 接收机的观测信息 (伪距、伪距变率) 与飞行器动力学模型相结合, 采用卡尔曼滤波的方法来进行导航. 由于 GPS 接收机的测量信息较少, 因此组合方式只能采用紧密组合 [9].

3.1 状态模型

以地心惯性坐标系为导航坐标系, 建立组合导航的状态方程如下:

$$\dot{\boldsymbol{X}} = \boldsymbol{F}(t)\boldsymbol{X}(t) + \boldsymbol{G}(t)\boldsymbol{W}(t). \tag{2}$$

式中, $\boldsymbol{X}(t) \in \boldsymbol{R}^{17}$ 为状态变量, $\boldsymbol{F}(t) \in \boldsymbol{R}^{17\times 17}$ 为系统矩阵, $\boldsymbol{G}(t) \in \boldsymbol{R}^{17\times 4}$ 为系统噪声矩阵, $\boldsymbol{W}(t) \in \boldsymbol{R}^4$ 为系统噪声矢量. 状态变量为

$$\boldsymbol{X}(t) = [\delta r_x\ \delta r_y\ \delta r_z\ \delta v_x\ \delta v_y\ \delta v_z\ \boldsymbol{\varepsilon}\ \boldsymbol{d}\ \boldsymbol{b}\ \delta c\Delta t\ \delta c\Delta f]^{\mathrm{T}}. \tag{3}$$

其中, 下标 x, y, z 分别代表导航坐标系的三个方向; $\delta r_x, \delta r_y, \delta r_z$ 为位置偏差; $\delta v_x, \delta v_y, \delta v_z$ 为速度偏差; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为平台失准误差; $\boldsymbol{d}, \boldsymbol{b}$ 两矢量分别表示陀螺漂移和加速度计偏置地随机分量, 均假定为一阶马尔科夫过程; $\delta c\Delta t$ 为 GPS 时钟误差引起的等效距离偏差; $\delta c\Delta f$ 为 GPS 时钟频率误差引起的等效速度偏差. 设 $\delta c\Delta t$ 和 $\delta c\Delta f$ 为一阶马尔可夫过程, 系统矩阵为

$$\boldsymbol{F}(t) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times2} \\ \boldsymbol{N}^i_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{F}_b & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{R}^i_b & \boldsymbol{0}_{3\times2} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{R}^i_b & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times2} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & -\alpha\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times2} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & -\beta\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times2} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{F}_G(t) \end{bmatrix}. \tag{4}$$

其中, $\boldsymbol{N}^i, \boldsymbol{F}_b, \boldsymbol{R}^i_b$ 的定义参见文献 [10], α 和 β 为反相关时间, $\boldsymbol{F}_G(t)$ 的定义参见文献 [7]. 系统噪声矩阵 $\boldsymbol{G}(t)$ 为

$$\boldsymbol{G}(t) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0}_{3\times1} & \boldsymbol{0}_{3\times1} & \boldsymbol{0}_{3\times1} & \boldsymbol{0}_{3\times1} \\ \boldsymbol{I}_{3\times3} & & & \boldsymbol{0}_{3\times1} \\ \boldsymbol{0}_{10\times1} & \boldsymbol{0}_{10\times1} & \boldsymbol{0}_{10\times1} & \boldsymbol{0}_{10\times1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \tag{5}$$

系统噪声矢量为

$$\boldsymbol{W}(t) = [\Delta G_x\ \Delta G_y\ \Delta G_z\ \omega_{\mathrm{f}}]^{\mathrm{T}}. \tag{6}$$

其中, $\Delta G_x, \Delta G_y, \Delta G_z$ 为引力加速度偏差, ω_{f} 表示激励 GPS 等效时钟频率误差一阶马尔可夫过程的白噪声项.

3.2 观测模型

在 k 时刻, 飞行器相对于第 j 颗 GPS 卫星的伪距观测方程为

$$\rho = |\boldsymbol{X}^j_{S,K} - \boldsymbol{X}_{A,K}| + c\Delta t + n_{\rho,K}. \tag{7}$$

式中, ρ 为伪距观测值, $\boldsymbol{X}^j_{S,K}$ 为 GPS 卫星在导航坐标系下的位置矢量, $\boldsymbol{X}_{A,K}$ 为飞行器在导航坐标系下的位置矢量, $n_{\rho,K}$ 为测量噪声项, c 为真空中光速, Δt 为接收机钟差.

伪距变率观测方程为

$$\dot{\rho} = \boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}_K(\boldsymbol{v}^j_{S,K} - \boldsymbol{v}_{A,K}) + c\Delta f + n_{v,K}. \tag{8}$$

其中, $\dot{\rho}$ 为伪距变率观测值, $\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}_K$ 为从 GPS 接收机天线指向 GPS 卫星的单位矢量, $\boldsymbol{v}^j_{S,K}$ 为第 j 颗

GPS 卫星在导航坐标系下的速度， $\boldsymbol{v}_{A,K}$ 为飞行器在导航坐标系下的速度， $n_{v,K}$ 为测量噪声项， Δf 为接收机时钟频率偏差.

假定 k 时刻有 m 颗 GPS 卫星可用，将式 (7) 和式 (8) 线性化，可得观测方程如下：

$$\boldsymbol{Z}_K(t) = \boldsymbol{H}_K(t)\boldsymbol{X}(t) + \boldsymbol{V}_K(t). \tag{9}$$

其中， $\boldsymbol{Z}_K(t) = [\rho_1 \cdots \rho_m \dot{\rho}_1 \cdots \dot{\rho}_m]^{\mathrm{T}}$,

$$\boldsymbol{H}_K(t) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{e}_{K,1}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{0}_{1\times 12} & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \boldsymbol{e}_{K,m}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{0}_{1\times 12} & 1 & 0 \\ \boldsymbol{0}_{1\times 3} & \boldsymbol{e}_{K,1}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{0}_{1\times 9} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \boldsymbol{0}_{1\times 3} & \boldsymbol{e}_{K,m}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{0}_{1\times 9} & 1 \end{bmatrix}, \tag{10}$$

$\boldsymbol{V}_K(t)$ 为系统观测噪声项，其方差阵为 $\boldsymbol{R}_K$.

3.3 自适应渐消因子卡尔曼滤波

为充分利用观测信息，抑制滤波发散，提高系统的鲁棒性，将式 (2) 和式 (9) 离散化，采用渐消因子的自适应卡尔曼滤波. 滤波方程为 [11]

$$\boldsymbol{X}_{K/K-1} = \boldsymbol{\Phi}_{K/K-1}\boldsymbol{X}_{K-1}, \tag{11}$$

$$\boldsymbol{P}_{K/K-1} = \lambda_K \boldsymbol{\Phi}_{K/K-1}\boldsymbol{P}_{K-1}\boldsymbol{\Phi}_{K/K-1}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{G}_{K-1}\boldsymbol{Q}_{K-1}\boldsymbol{G}_{K-1}^{\mathrm{T}}, \tag{12}$$

$$\boldsymbol{X}_K = \boldsymbol{X}_{K/K-1} + \boldsymbol{K}_K\boldsymbol{Y}_K, \tag{13}$$

$$\boldsymbol{Y}_K = \boldsymbol{Z}_K - \boldsymbol{H}_K\boldsymbol{X}_{K/K-1}, \tag{14}$$

$$\boldsymbol{K}_K = \boldsymbol{P}_{K/K-1}\boldsymbol{H}_K^{\mathrm{T}} \cdot (\boldsymbol{H}_K\boldsymbol{P}_{K/K-1}\boldsymbol{H}_K^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{R}_K^{-1}), \tag{15}$$

$$\boldsymbol{P}_K = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_K\boldsymbol{H}_K)\boldsymbol{P}_{K/K-1}. \tag{16}$$

其中， $\boldsymbol{\Phi}_{K/K-1}$ 为状态转移矩阵； $\boldsymbol{G}_{K-1}$ 为离散化状态方程中的噪声矩阵，由式 (2) 导出. 式 (12) 中， $\lambda_K \geqslant 1$ 为渐消因子，其计算公式为

$$\lambda_K = \frac{\boldsymbol{Y}_K^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y}_K - \mathrm{tr}(\boldsymbol{H}_K\boldsymbol{Q}_{K-1}\boldsymbol{H}_K^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{R}_K)}{\mathrm{tr}(\boldsymbol{H}_K\boldsymbol{\Phi}_{K/K-1}\boldsymbol{P}_{K-1}\boldsymbol{\Phi}_{K/K-1}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}_K^{\mathrm{T}})}. \tag{17}$$

4 仿真结果

地球同步转移轨道自动转移飞行器发射点高度为 2000 km, 速度为 6.9 km/s, 飞行器质量为 2500 kg, 发动机推力为 20 kN, 比冲为 300 s, 为了尽可能捕获更多的 GPS 卫星信号，同时节省能量，飞行器在近地点进行一次变轨，变轨时间为 4 min, 变轨结束时飞行器高度为 2078.46 km, 速度为 8.87 km/s, 飞行器共飞行 5.5 h, 而后进入地球同步轨道. 假定起始时刻飞行器的位置在三个方向的偏差均为 1 km, 速度在三个方向的偏差均为 1 m/s, GPS 时钟误差引起的等效距离偏差为 30 m, 时钟频率误差引起的等效速度偏差为 1 m/s, 则飞行器整个飞行过程中，可以观测到可用的 GPS 卫星数目随时间的变化如图 4 所示. 伪距及伪距变率均方差为 10 m 和 0.05 m/s, 加速度计与陀螺的数据更新率为 100 Hz, GPS 接收机数据采样率为 1 Hz.

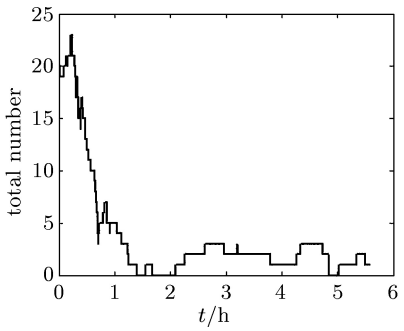

图 4 可用 GPS 卫星数目

Fig.4 Number of usable GPS satellites

从图 4 可以看出， GPS 卫星的可见性随着飞行器高度的增加而变差，当飞行器飞行一个小时后的大部分时刻 GPS 卫星可见数目小于 4 颗，很显然无法利用单一历元 GPS 数据对飞行器直接进行导航.

利用多历元 GPS 观测数据，采用渐消因子自适应卡尔曼滤波算法对飞行器进行导航. 飞行器的位置偏差曲线如图 5 所示，速度偏差曲线如图 6 所示. 由图 5 和图 6 不难发现，采用渐消因子自适应

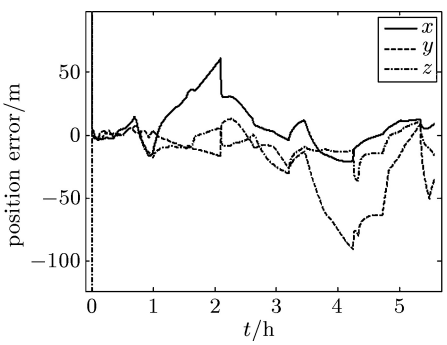

图 5 位置偏差曲线

Fig.5 Vehicle position deviation

卡尔曼滤波对飞行器进行导航时，当可用 GPS 卫星数目大于 4 颗时，滤波收敛较快，当卫星数目较少时，滤波过程会出现一定的抖动，但仍有位置偏差小于 100 m，速度偏差小于 0.02 m/s.

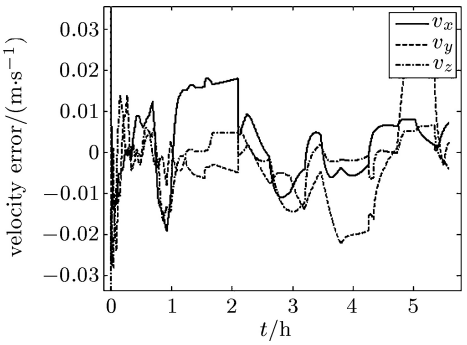

图 6 速度偏差曲线

Fig.6 Vehicle velocity deviation

5 结论

通过仿真可以发现，虽然大部分时刻，GPS 卫星相对于 GATV 的空间可见性较差，但是利用 GPS 对 GATV 进行导航仍然是可行的. GATV 变轨时刻不同，则 GPS 卫星的空间可见性随之不同，最终的导航精度也就不同. 因此选择合适的发射时刻可以有效地改善最终的导航精度. 在现有条件下，GPS 接收机增益提高并不能显著增加可见卫星数目，因此研究合适的滤波算法，在卫星数目很少的情况下防止滤波出现发散是利用 GPS 对 GATV 进行导航的关键.

参考文献

[1] Mark L P, Shan Mohiuddin. Modeling, analysis, and simulation of GPS carrier phase for spacecraft relative navigation. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005. 1∼18

[2] Yu Jianglin, Liu DongSheng. The feasibility of determining the orbit of geostationary satellites using GPS. *Chin. Space Sci. Tech.*, 2000, **20**(4):36∼40. in Chinese (余江林，刘东升. 利用 GPS 对地球静止轨道卫星定轨的可行性. 中国空间科学技术， 2000, **20**(4):36∼40)

[3] Jia Xiaolin *et al.* Research on dynamic orbit determination for geostationary satellite using two-way pseudo-range. *Chin. J. Space Sci.*, 2004, **24**(2):138∼144. in Chinese (贾小林等. 基于伪距和观测量的地球同步卫星动力学定轨研究. 空间科学学报， 2004, **24**(2):138∼144)

[4] Mark L P. Block Acquisition of Weak GPS Signals in a Software Receiver. Salt Lake: Ion GPS, 2001. 2838∼2850

[5] Mark L Psiaki, Jung H. Extended Kalman Filter Methods for Tracking Weak GPS Signals. Porland OR: Ion GPS, 2002. 2539∼2553

[6] Yuan Ancun. The carrier to noise spectral density and measurement precision of GPS. *Nav. Radar Ships,* 2006, **4**:8∼11. in Chinese (袁安存. GPS 信噪比与测距精度. 船用导航雷达， 2006, **4**:8∼11)

[7] Yu Shuochun, Gao YiJun. GPS based autonomous orbit determination research for geostationary satellites. *Aeros. Contr.*, 2005, **23**(4):35∼40. in Chinese (余朔春，高以军. 基于 GPS 的静止轨道卫星自主定轨技术研究. 航天控制， 2005, **23**(4):35∼40)

[8] Moreau M C, Davis E P, Carpenter J R *et al.* Results from the GPS flight experiment on the high Earth orbit AMSAT OSCAR-40 spacecraft. Portland OR: Ion GPS, 2002. 1∼12

[9] Yang Jing *et al.* GPS/SINS fault tolerant integrated navigation system based on pseudo-range and it's rate. *Aeros. Contr.*, 2003, **21**(3):17∼25. in Chinese (杨静等. 基于伪距、伪距率的 GPS/SINS 容错组合导航系统. 航天控制， 2003, **21**(3):17∼25)

[10] Dong Xurong, Zhang Shouxin, Hua Zhongchun. The GPS/SINS Integrated Navigation and Its Application. ChangSha: NUDT Press, 1998. 248∼250. in Chinese (董绪荣，张守信，华仲春. GPS/SINS 组合导航定位及其应用. 长沙：国防科技大学出版社， 1998. 248∼250)

[11] Xu Jingshuo, Qin Yongyuan, Peng Rong. New method for selecting adaptive kalman filter fading factor. *Sys. Eng. Ele.*, 2004, **26**(11):1552∼1554. in Chinese (徐景硕，秦永元，彭荣. 自适应卡尔曼滤波器渐消因子选取方法研究. 系统工程与电子技术， 2004, **26**(11):1552∼1554)