

文章编号: 1000-6893(2001) 03-0286-03

# 改进的 GPS/INS 组合导航选星算法

黄继勋, 王艳东, 范跃祖

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院 301 教研室, 北京 100083)

## IMPROVED ALGORITHM OF SELECTED SATELLITE USED IN GPS/INS INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM

HUANG Ji-xun, WANG Yan-dong, FAN Yue-zu

(Department of Automatic Control, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**摘要:** 在已有的 GPS 定位的选星算法的基础上, 从组合系统量测矩阵出发提出了一种适用于 GPS/INS 组合导航的选星算法。此算法在原有算法的基础上, 考虑了卫星仰角、方位角对卡尔曼滤波器可观性的影响, 避免因观测量与系统状态间关联项的减少而导致的滤波器可观性下降, 从而保证滤波器性能的稳定。

**关键词:** 全球卫星定位系统(GPS); 惯性导航系统(INS); 卡尔曼滤波

中图分类号: V249.3 文献标识码: A

**Abstract:** Based on the existing algorithm of selected satellites used in GPS positioning, an improved algorithm is presented. It's more adapted to the integrated navigation system of GPS/INS. The novelty lies in that the effect of the satellite elevation and azimuth on the observability of Kalman filter is taken into account in this algorithm. It can avoid weakening the observability of Filter induced by the decrease of relevancy between measurement and state. Thus it can ensure the stability of Kalman filter.

**Key words:** global positioning system(GPS); inertial navigation system(INS); Kalman filter

由于惯性导航系统(INS)和全球定位系统(GPS)构成的组合导航系统能克服各自缺点, 取长补短, 是目前导航技术发展的主要方向<sup>[1]</sup>。在 GPS/INS 组合系统中, 以伪距、伪距率作为量测量的紧组合方式是一种精度高, 可靠性好的组合模式。在此组合过程中, GPS 可见星数目一般都大于 4 颗, 通常的处理方式是采用选星算法从可见星中选出 4 颗几何位置好的卫星来参与组合。这种选星算法来源于 GPS 的定位解算, 而没有考虑 GPS/INS 组合系统的特点。本文通过对伪距、伪距率组合算法的分析, 提出了一种新的选星算法, 此算法在原有算法的基础上, 增加了卫星的仰角、方位角的正切不可接近用户经度、纬度的正切值这一原则。此原则保证 GPS/INS 组合系统的卡尔曼滤波器有足够的可观性。

### 1 伪距、伪距率组合系统的基本方程

GPS/INS 组合系统利用卡尔曼滤波器对 GPS, INS 的输出信息进行综合以校正整个系统的性能。卡尔曼滤波器以 INS, GPS 的误差为滤波的状态, 以 INS 与 GPS 输出信息的差作为滤波

器的量测量。卡尔曼滤波器的状态方程和量测方程如下。

(1) 滤波器状态方程 组合滤波器采用线性滤波时, 其状态为惯导系统的误差、GPS 接收机时钟偏置和时钟频率的误差项等效的视距和视距变化率误差, 状态方程为<sup>[1,2]</sup>

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= f(t)x(t) + g(t)w(t) \quad (1) \\ x &= [\phi \ \phi \ \phi \ \Delta V_E \ \Delta V_N \ \Delta V_U \ \Delta \lambda \ \Delta l \ \Delta h \ \epsilon_x \ \epsilon_y \ \epsilon_z \\ &\quad \epsilon_x \epsilon_y \ \epsilon_z \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z \ \Delta b_u \ \Delta d_u] \quad (2) \end{aligned}$$

式中:  $\phi$  为平台误差角;  $\Delta V$  为速度误差;  $\Delta L$ ,  $\Delta \lambda$ ,  $\Delta h$  分别为纬度、经度、高度误差;  $\epsilon$  为陀螺漂移;  $\nabla$  为加速度计误差;  $w(t)$  的元素为互不相关的零均值高斯白噪声, 其协方差阵为

$$E[w(t)w^T(\tau)] = q(t)\delta(t - \tau)$$

$\Delta b_u$ ,  $\Delta d_u$  分别为 GPS 接收机时钟偏置和时钟频率的误差项所等效的视距和视距变化率误差。

(2) 滤波器的量测方程 伪距差量测方程

$$y_i(k) = \delta x \cos E \cos A + \delta y \cos E \sin A + \delta z \sin E + \Delta b_u + v_{pi} \quad (3)$$

式中:  $y_i(K)$  为计算伪距与测量伪距的差;  $E$ ,  $A$  分别为观测卫星的仰角和方位角;  $v_{pi}$  为伪距测量噪声;  $\delta x$ ,  $\delta y$ ,  $\delta z$  分别为地球空间坐标系下的惯导位置误差。而一般惯导系统常采用经纬度和高度定位, 因此要把  $\delta x$ ,  $\delta y$ ,  $\delta z$  用  $\delta \lambda$ ,  $\delta l$ ,  $\delta h$  表示。

收稿日期: 2000-04-28; 修订日期: 2000-08-20  
基金项目: 国家“863”重点资助项目(863-306-ZT04-03-4)  
文章网址: <http://www.cnki.net/journal/hkxb/2001/03/0286/>

转换后的伪距差量测方程为

$$y_{pi}(k) = a_{1i}\delta\lambda + a_{2i}\delta l + a_{3i}\delta h + \Delta b_u + v_{pi} \quad (4)$$

式中:  $a_{1i} = -(R + h) \cos l \sin \lambda \cos E \cos A + (R + h) \cos l \cos \lambda \cos E \sin A$ ;  
 $a_{2i} = -(R + h) \sin l \cos \lambda \cos E \cos A - (R + h) \sin l \sin \lambda \cos E \sin A + (R(1 - f^2) + h) \cos l \sin E$ ;  
 $a_{3i} = \cos l \cos \lambda \cos E \cos A + \sin l \sin E + \cos l \sin \lambda \cos E \sin A$

其中:  $R$  为地球的半径;  $l, \lambda, h$  分别为惯导系统给出的纬度、经度和高度。

伪距率量测方程 与伪距差量测方程类似, 伪距率量测方程(经纬度和高度表示)为

$$y_{pi}(k) = b_{1i}\delta v_N + b_{2i}\delta v_E + b_{3i}\delta v_U + \Delta d_u + v_{pi} \quad (5)$$

式中:  $b_{1i} = \cos l \sin E - \sin l \cos \lambda \cos E \cos A - \sin l \sin \lambda \cos E \sin A$ ;  $b_{2i} = \cos \lambda \cos E \sin A - \sin \lambda \cos E \cos A$ ;  $b_{3i} = \cos l \cos \lambda \cos E \cos A + \sin l \sin E + \cos l \sin \lambda \cos E \sin A$ ;  $v_{pi}$  为伪距率测量噪声。

组合系统的量测方程合写成

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t) \quad (6)$$

式中:  $Z(t)$  为测量值; 量测矩阵  $H(t)$  的内容由式(4)、式(5)中的系数组成;  $V(t)$  为零均白噪。

## 2 改进的选星算法

在 GPS/INS 伪距、伪距率组合导航的过程中, 一般可见星的数目都会超过 4 颗。通常的处理方式是从所有的可见星中选择 4 颗几何位置最好的卫星来参与组合计算, 而所采用的选星算法来源于 GPS 的定位解算过程, 如最大矢端四面体体积法<sup>[1]</sup>。

在 GPS/INS 组合系统中, 卡尔曼滤波器是否稳定直接关系到组合系统的成败。而组合系统的可观性与滤波器的稳定有着密切的联系。为此在选星过程中, 应该考虑所选卫星对系统可观性的影响。注意到组合系统的量测矩阵  $H(t)$  的内容由式(4)、式(5)中的系统组成, 从中可以推导出影响可观性的卫星所要满足的条件。

假设:  $a_{1i} = 0, a_{2i} = 0$  则

$$a_{1i} = -(R + h) \cos l \sin \lambda \cos E \cos A + (R + h) \cos l \cos \lambda \cos E \sin A = 0 \quad (7)$$

$$a_{2i} = -(R + h) \sin l \cos \lambda \cos E \cos A - (R + h) \sin l \sin \lambda \cos E \sin A + (R(1 - f^2) + h) \cos l \sin E = 0 \quad (8)$$

由式(7)得

$$\cos l \cos \lambda \cos E \sin A = \cos l \sin \lambda \cos E \cos A$$

简化得:

$$\tan \lambda = \tan A \quad (9)$$

在式(8)中, 因  $f = 1/298.257$  较小, 可以近似认为  $f^2 \approx 0$ , 则有

$$\sin l \cos E (\cos \lambda \cos A + \sin A \sin \lambda) = \cos l \sin E$$

进而

$$\sin l \cos E \cos(\lambda - A) = \cos l \sin E \quad (10)$$

若式(9)成立: 则  $\cos(\lambda - A) = \pm 1$ , 从而可将式(10)简化为

$$\tan l = \pm \tan E \quad (11)$$

因此在满足式(9)、式(11)的条件下,  $a_{1i}, a_{2i}$  分别等于 0, 并且使得

$$a_{3i} = \cos l \cos \lambda \cos E \cos A + \sin l \sin E + \cos l \sin \lambda \cos E \sin A = 1$$

$$b_{1i} = \cos l \sin E - \sin l \cos \lambda \cos E \cos A - \sin l \sin \lambda \cos E \sin A = 0$$

$$b_{2i} = \cos \lambda \cos E \sin A - \sin \lambda \cos E \cos A = 0$$

$$b_{3i} = \cos l \cos \lambda \cos E \cos A + \sin l \sin E + \cos l \sin \lambda \cos E \sin A = 1$$

此时, 满足条件式(9)、式(11)的可见星的观测量与系统状态间的关联项大大减少, 影响了滤波器的可观性, 从而降低了组合系统的性能。

因此, 在进行选星算法前, 应对可见星进行条件式(9)、式(11)的判断, 排除那些同时近似满足条件的卫星, 以保证组合系统的性能。

## 3 仿真

仿真中, GPS 的可见星为 7 颗, 分别为 6, 9, 10, 17, 23, 26 和 27 号卫星。INS 给出的当地经度分别为 116.15271759 和 39.76875687°。采用上述 20 维的状态方程进行 GPS/INS 伪距、伪距率组合仿真。利用未改进的选星算法, 选出的卫星为 26, 17, 23 和 27 号卫星。它们的仰角和方位角如表 1 所示。

对系统进行可观性判断, 得出系统有 4 个不可观状态, 进行可观性分解<sup>[3]</sup>, 得到不可观状态的模态值分别为: 1.0286968, 0.999023, 0.999936 和 0.999936。从中可知: 有状态的模态值大于 1, 所以滤波器的稳定性较差。

去除满足条件式(7)、式(9)的第 26 号卫星, 再次利用选星算法, 选出: 17, 23, 27 和 9 号卫星。它们的仰角和方位角如表 2 所示。

表1 未改进的选星算法得到的卫星的仰角和方位角

Table1 The elevation and azimuth of satellite selected by unimproved algorithm

被选星	仰角 $E$ $/(^\circ)$	$ \tan E  -  \tan \lambda $	方位角 $A/(^\circ)$	$\tan A - \tan \lambda$
26	40.124266	0.0105571	116.835435	0.0598840
17	55.475800	0.6214500	52.7838	3.3531890
23	24.398400	-0.3786600	35.19456	2.7417890
27	44.0769199	0.1360414	139.55747	1.1841617

表2 改进的选星算法得到的卫星的仰角和方位角

Table2 The elevation and azimuth of satellite selected by improved algorithm

被选星	仰角 $E$ $/(^\circ)$	$ \tan E  -  \tan \lambda $	方位角 $A/(^\circ)$	$\tan A - \tan \lambda$
17	55.475837	-0.62145	52.78384	3.3518910
23	24.398360	-0.37866	35.194556	2.7417891
27	44.076900	0.13604	139.557500	1.1841620
9	-33.768800	-0.16360	126.20400	0.6704100

在此情况下,可观性分解得到不可观状态的模态值分别为: 0.998575, 0.998788, 0.999936 和 0.999936。可见在这种卫星配置下,滤波器的稳定性得到增强。

#### 4 结论

通过对 GPS/INS 伪距、伪距率组合系统量测方程的分析,提出了一种改进的选星算法,此算法在原有算法的基础上,增加了卫星仰角、方位角的正切不可过分接近用户经度、纬度的正切值这一原则,避免因量测矩阵交链项的减少而导致滤波器可观性的下降,从而保证滤波器性能的稳定。

#### 参 考 文 献

[1] 袁信, 俞济祥, 陈哲. 导航系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992. 175~193.

[2] 俞济祥. 卡尔曼滤波及其在惯性导航中的应用[M]. 航空专业教材编审组, 1984. 207~209.

[3] 程鹏. 线性系统理论[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1987. 43~57.

作者简介:



黄继勋 1975年生,男,江西高安人,北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院博士生,主要从事组合导航、故障检测方面的研究。Email: jeff331@ns.dept3.buaa.edu.cn



王艳东 1968年生,女,吉林长岭人,北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院讲师,博士生,主要从事鲁棒控制、组合导航、故障检测等方面的研究。



范跃组 1936年生,男,江苏南通人,北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院教授,博士生导师,1958年毕业于北京航空学院,1960至1963年前苏联列宁格勒光学精密学院进修,1990年8月至1991年3月为前苏联莫斯科航空学院高级访问学者,主要从事:智能组合导航、智能故障检测与诊断、智能交通系统等方面的研究。Email: fanyuezu@ns.dept3.buaa.edu.cn