

## 自适应P值映射的惯性/天文角度组合导航算法

王融<sup>1</sup>, 熊智<sup>1†</sup>, 刘建业<sup>1</sup>, 钟丽娜<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016; 2. 南京航空航天大学 金城学院, 江苏 南京 211156)

**摘要:** 惯性/天文角度组合导航在应用于高动态飞行器时, 动态飞行环境变更会导致星光角度观测量发生程度不等的偏差, 使得常规组合滤波方法误差显著增大. 为此, 本文提出了基于P值映射的观测质量自主评估及自适应滤波方法, 并应用于惯性/天文角度组合导航系统. 该方法根据历年可见导航星情况分解冗余观测子集, 再由P值度量其含有观测量偏差的显著性水平. 在此基础上, 通过遍历每颗导航星所隶属子集得到其观测质量值, 最后对惯性/天文角度组合滤波增益进行自适应调节. 仿真结果表明, 本文方法能够实现天文高度角观测质量的自主在线评估, 有效提高星光观测质量下降情况下惯性/天文角度组合导航的精度和适应性.

**关键词:** 组合导航; P值; 子集映射; 天文角度观测; 自适应滤波

中图分类号: V249 文献标识码: A

## Adaptive P-value mapping integrated algorithm for inertial navigation system and celestial angle integrated navigation system

WANG Rong<sup>1</sup>, XIONG Zhi<sup>1†</sup>, LIU Jian-ye<sup>1</sup>, ZHONG Li-na<sup>1,2</sup>

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China;  
2. Jincheng College, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 211156, China)

**Abstract:** The integration of inertial navigation system (INS) and celestial angle navigation system are affected by flight conditions. When they are applied to highly dynamical aircrafts, there will appear biases in starlight observations as well as additional navigation errors for conventional integrated filtering approach. To solve those problems, we propose a novel P-value mapping-based quality evaluation for observations and introduce the adaptive filtering approach in the INS/celestial angle integrated navigation system. The observed stars are divided into redundant subsets; and the bias level of each subset is evaluated by a P-value. The observation quality of each star is determined based on the P-values of subsets which the star belongs to, and adaptively applied to adjust the gain of INS/celestial angle integrated filter. Simulation results show that the proposed approach can evaluate observation quality online autonomously, and effectively improve the precision and adaptability of the INS/celestial angle integrated navigation system when the starlight observation quality is declined.

**Key words:** integrated navigation; P-value; subset mapping; celestial angle observation; adaptive filter

### 1 引言(Introduction)

近年来, 天文导航系统以其隐蔽性好、无累积误差等特点而受到持续重视. 将天文导航与中高精度的惯性导航系统进行组合, 可构成具有良好自主性和抗干扰能力的高精度导航系统, 已在具有战略战术要求的军用武器系统中获得应用<sup>[1]</sup>. 随着天文导航敏感器的进步, 出现了大视场、多孔径星敏感器后, 天文导航方法逐渐转向以多星同步测量方式为主的研究<sup>[2-3]</sup>.

在传统方法高度差法基础上, 有学者研究了直接基于天文角度测量信息与惯导融合的紧组合模式<sup>[4-5]</sup>, 提高了组合的灵活性和定位精度. 但在高超声速等高

动态飞行中进行多星同步观测时, 气动光学效应和光行差等飞行动态环境导致从不同方向入射的星光角度发生程度不等的偏差<sup>[6-7]</sup>. 文献[4]等的惯性/天文角度组合方法基于所有天文角度观测量具有相同的误差特性假设, 未考虑局部观测量质量的下降对系统的影响, 将引起导航定位误差增大; 同时, 工程上对高超声速飞行环境因素的影响机理尚未完全认知<sup>[8]</sup>, 故难以从测量原理上对星敏感器等环境载荷在实际飞行过程中所受的影响进行精确建模和完全控制, 需研究提高导航系统对未知环境影响的适应性的方法<sup>[9-10]</sup>. 经典移动开窗Sage方法基于在线滑窗统计获得实际

收稿日期: 2013-07-25; 录用日期: 2014-01-19.

†通信作者. E-mail: xznuaa@nuaa.edu.cn.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61374115, 91016019, 60904091); 航空科学基金资助项目(2011ZC52044); 南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金资助项目(BCXJ10-05); 江苏省高校青蓝工程资助项目; 江苏高校优势学科建设工程资助项目; 国家留学基金委资助项目; 中央高校基本科研业务费专项资金资助(NP2012505); 江苏省六大人才高峰资助项目(2013-JY-013).

误差特性,但其要求各历元观测信息同维且前后对应<sup>[11]</sup>,不适用于飞行过程中可见导航星动态变化的情况;状态向量增广滤波需要已知观测量偏差状态模型<sup>[12]</sup>,而函数模型拟合滤波也要求设定观测量偏差具有一定的拟合函数模型假设<sup>[13]</sup>,对于观测量偏差变化具有不确定性的情况则难以适用。

针对上述问题,本文从观测质量自主评估的角度,提出了惯性/天文自适应角度组合导航滤波算法。该方法在多星同步观测条件下分解冗余观测子集,通过奇偶空间映射和P值理论度量观测量偏差的显著性水平将每颗导航星所在子集遍历、叠加、归一化得到高度角观测量偏差程度,从而对惯性/天文角度组合滤波增益进行调节,提高对多星同步测量下观测质量差异性的适应性。最后通过仿真验证了本文方法的有效性。

## 2 模型描述(Model description)

首先描述单星观测时惯性/天文角度组合导航模型。由天文导航系统可以直接观测获得在当地地理水平坐标系下的导航星的高度角 $h_C$ :

$$h_C = h - \xi - v, \quad (1)$$

其中: $v$ 为星敏感器本身角度测量噪声, $E[v] = 0$ , $E[v^2] = \sigma^2$ ; $\xi$ 为飞行环境引起对该导航星的测量偏差。同时,以飞行所在当地地理位置信息获得水平基准,结合天文定位原理也可以获得被观测导航星的计算高度角 $h$ ,根据球面三角公式可得<sup>[14]</sup>

$$\sin h = \sin L \sin \delta_A + \cos L \cos \delta_A \cos(\lambda + t_G), \quad (2)$$

其中: $\lambda$ , $L$ 分别表示载体经度、纬度; $\delta_A$ 为赤纬, $t_G$ 为格林时角,二者皆可通过查询天文历书得到。当组合导航系统采用惯导提供的经纬度位置进行计算时,考虑到惯导误差时有

$$L_I = L + \delta L, \lambda_I = \lambda + \delta \lambda. \quad (3)$$

将式(3)代入式(2),在 $\delta L$ 和 $\delta \lambda$ 为小量的情况下,在 $\lambda$ , $L$ 处进行一阶泰勒展开,可得

$$\sin h_I = \sin h + \alpha \cdot \delta \lambda + \beta \cdot \delta L, \quad (4)$$

其中:

$$\begin{cases} \alpha = -\cos \delta_A \cos t_G \sin \lambda \cos L - \\ \quad \cos \delta_A \sin t_G \cos \lambda \cos L, \\ \beta = \sin \delta_A \cos L - \cos \delta_A \cos t_G \cos \lambda \sin L + \\ \quad \cos \delta_A \sin t_G \sin \lambda \sin L. \end{cases} \quad (5)$$

设计算得到导航星高度角中的误差为 $\Delta h$ ,根据 $\sin h_I = \sin(h + \Delta h) \approx \sin h + \Delta h \cos h$ ,得

$$\Delta h = \frac{\sin h_I - \sin h}{\cos h}. \quad (6)$$

单星观测时惯性/天文角度组合基本量测方程为

$$h_I - h_C = \frac{1}{\cos h} [\alpha \ \beta] \begin{bmatrix} \Delta \lambda \\ \Delta L \end{bmatrix} + \xi + v. \quad (7)$$

结合大视场、多孔径星敏感器进行多星同步观测,可有效提高观测冗余并与惯导紧密组合构成惯性/天文角度组合系统。取惯导误差为状态量:

$$\mathbf{X} = (\phi, \delta \mathbf{v}, \delta \mathbf{p}, \epsilon_b, \epsilon_r, \nabla)^T, \quad (8)$$

其中: $\phi$ 为惯导平台误差角; $\delta \mathbf{v}$ 为速度误差; $\delta \mathbf{p} = (\delta L, \delta \lambda, \delta H)$ 为纬度、经度、高度位置误差; $\epsilon_b, \epsilon_r$ 分别为陀螺常值漂移误差和一阶马尔科夫漂移误差; $\nabla$ 为加速度计零偏。状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X} + \mathbf{G}\mathbf{W}, \quad (9)$$

其中: $\mathbf{F}$ 为线性化的惯导误差状态转移矩阵, $\mathbf{G}$ 为噪声传递矩阵, $\mathbf{W}$ 为陀螺和加速度计误差建模带来的系统噪声。根据式(7)和式(8)可给出观测 $n$ 颗导航恒星时的量测方程

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \boldsymbol{\xi} + \mathbf{v}, \quad (10)$$

其中: $\mathbf{Z} = [h_{I1} - h_{C1} \ h_{I2} - h_{C2} \ \cdots \ h_{In} - h_{Cn}]^T$ ,

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 6} & \alpha_1 / \cos h_1 & \beta_1 / \cos h_1 & \mathbf{0}_{1 \times 10} \\ \mathbf{0}_{1 \times 6} & \alpha_2 / \cos h_2 & \beta_2 / \cos h_2 & \mathbf{0}_{1 \times 10} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{0}_{1 \times 6} & \alpha_n / \cos h_n & \beta_n / \cos h_n & \mathbf{0}_{1 \times 10} \end{bmatrix}.$$

由式(10)可以看出,天文高度角观测量偏差反映在惯性/天文角度组合导航观测量中。天文高度角观测量偏差 $\xi$ 随着飞行过程中环境变化和各导航星方位的不同而异。因此,需要在线评估每颗导航星的角度观测量偏差影响,进而对惯性/天文角度组合导航系统进行适应性调节。

## 3 P值映射自适应滤波算法(P-value mapping adaptive filter)

### 3.1 P值质量评估(Quality evaluation by P-value)

对式(10)进行秩分析,可知由天文角度观测确定惯导水平位置误差,至少需观测2颗不同方向的导航星。对于多星同步观测中的任意导航星冗余观测集合(可见导航星数 $n \geq 3$ ),观测矩阵 $\mathbf{H}$ 既含有计算惯导位置误差所需的基本信息也含有冗余信息,可通过奇偶空间转换将两者分离。对观测阵 $\mathbf{H}$ 进行QR分解得到奇偶空间矩阵 $\mathbf{P}$ ,再将观测误差投影到奇偶空间,得到奇偶矢量为 $\mathbf{p} = \mathbf{P}\mathbf{Z}$ ,根据奇偶矢量的性质有

$$\mathbf{p} = \mathbf{P}(\boldsymbol{\xi} + \mathbf{v}). \quad (11)$$

可见,奇偶矢量是星敏感器本身角度测量噪声 $\mathbf{v}$ 和环境引起的观测量偏差 $\boldsymbol{\xi}$ 的线性组合。在有观测量偏差情况下,奇偶矢量均值与观测量偏差 $\boldsymbol{\xi}$ 线性相关。为了分析观测量偏差的影响,进行如下假设:

$$\begin{cases} H_0 : \boldsymbol{\xi} = \mathbf{0}, \\ H_1 : \boldsymbol{\xi} \neq \mathbf{0}. \end{cases} \quad (12)$$

采用Rao方法构造检验统计量<sup>[15]</sup>:

$$T(\mathbf{p}) = \mathbf{p}^T(\mathbf{P}\mathbf{R}\mathbf{P}^T)^{-1}\mathbf{p}, \quad (13)$$

其中 $\mathbf{R} = \mathbf{I}\sigma^2$ .  $T(\mathbf{p})$ 服从自由度为 $n - 2$ 的卡方分布, 通过假设检验统计可计算天文角度测量中存在偏差的程度. 本文采用P值检验进行检验统计度量. P值表示一个样本在零假设的条件下, 等于或超出给定观测值的概率<sup>[16]</sup>. 将奇偶矢量 $\mathbf{p}$ 对应的P值以 $L(\mathbf{p})$ 表示, 其定义如式(14)所示:

$$L(\mathbf{p}) = F_0(T(\mathbf{p}) \geq T(\mathbf{p}_0)), \quad (14)$$

其中:  $F_0$ 是零假设下的概率,  $\mathbf{p}_0$ 为零假设下的奇偶矢量. 式(14)中的P值反映了当前被检测样本支持零假设的程度, 为 $[0, 1]$ 范围内的变量. P值越小, 则越反对零假设, 即被检测的导航星冗余观测集合中含有的观测测量偏差越大. 由于P值还与该样本奇偶矢量的值单调相关, 因此反映了对应导航星子集中高度角观测偏差的影响大小.

### 3.2 P值映射自适应滤波算法设计(Design of P-value mapping adaptive filter)

P值检验方法可以给出导航星冗余观测集合中高度角观测测量整体偏差程度, 但还无法衡量每个导航星高度角测量的质量评估值. 本文采用子集映射的方法从P值中分离各导航星观测质量值, 并将其引入滤波器信息融合提高导航适应性, 算法框图如图1所示.

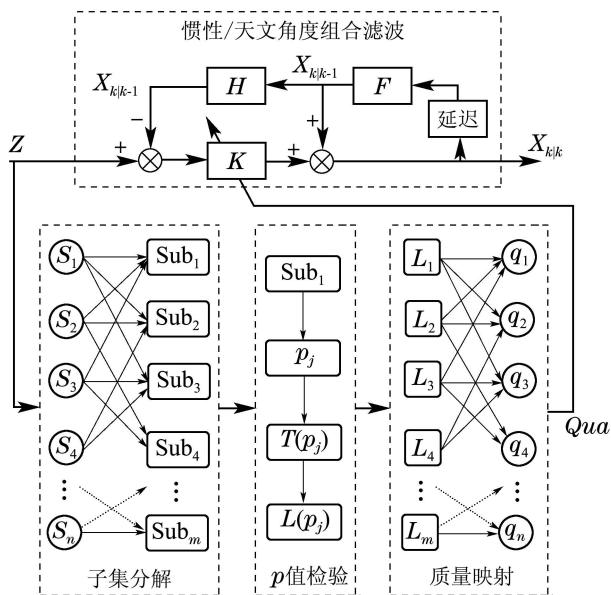


图1 子集映射惯性/天文自适应组合算法框图

Fig. 1 Block diagram of adaptive filter using subset mapping

观测质量在线评价采用分解-评估-映射的步骤, 将导航星观测集合分解为多个子集, 根据每个子集自身质量评估值进行遍历集成, 从而得到子集中每颗观测星的质量评估值. 如图1所示,  $s_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 表示第 $i$ 颗导航星,  $q_i$ 为其观测质量值.  $\text{Sub}_j (j = 1, 2, \dots, m)$ 表示导航星分解的 $j$ 个子集,  $\mathbf{p}_j$ 为子集对应的

奇偶矢量,  $T(\mathbf{p}_j)$ 表示由奇偶矢量计算的检验统计量,  $L(\mathbf{p}_j) = L_j$ 表示子集 $j$ 的P值. 在常规组合滤波的基础上, 引入以观测质量在线评价为基础的增益自适应调节回路, 利用各导航星质量值构造增益调节矩阵  $\mathbf{Q}u\mathbf{a}_k = \text{diag}\{q_1, q_2, \dots, q_n\}$ , 以增强组合滤波算法对实际导航过程中观测质量动态变化的适应能力. 方法的具体步骤如下:

#### 1) 时间更新.

对式(9)的状态方程进行离散化, 根据Kalman滤波方程进行一步预测

$$\mathbf{X}_{k|k-1} = \Phi_{k,k-1}\mathbf{X}_{k-1|k-1}, \quad (15)$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \Phi_{k,k-1}\mathbf{P}_{k-1|k-1}\Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k,k-1}\mathbf{Q}_k\Gamma_{k,k-1}^T. \quad (16)$$

#### 2) 自适应质量估计.

##### 2a) 子集分解.

将可见的 $n$ 颗导航星 $s_1, s_2, \dots, s_n$ 分解为子集, 为确保构造奇偶空间所需的冗余度, 以3颗可见导航星划分为一个子集, 记为 $\text{Sub}_1, \text{Sub}_2, \dots, \text{Sub}_m$ , 子集个数为 $m = C_n^3 = n!/[6(n-3)!]$ .

##### 2b) P值检验.

如果某一导航星含有测量偏差, 则与其相关的冗余观测子集的误差水平都相应增加, 而与该导航星无关的其余冗余观测子集误差水平则不受影响. 为了检验子集的误差水平, 构造各子集 $\text{Sub}_j$ 的奇偶矢量 $\mathbf{p}_j$ 并由式(13)-(14)计算相应子集的P值 $L(\mathbf{p}_j)$ . 由于P值与奇偶矢量的值单调相关, 而奇偶矢量反映了高度角观测偏差幅值, 所以P值可以用来检验子集观测偏差的程度.

##### 2c) 质量映射.

某一导航星高度角观测的质量取决于与其他导航星高度角观测的一致性, 根据子集遍历原则, 各导航星所属的子集数量是相同的, 其测量偏差对观测集合的影响也与对各冗余观测子集的影响总和等效, 所以可用相应子集的P值叠加来评估其测量误差水平.

对含有某一导航星 $s_i$ 的子集进行遍历, 其所隶属的子集个数为 $l = C_{n-1}^2 = (n-1)!/[2(n-3)!]$ , 将这些子集P值的均值作为该导航星高度角的质量值

$$q_i = \frac{(n-1)!}{2(n-3)!} \sum_{s_i \in \text{Sub}_j} L(\mathbf{p}_j). \quad (17)$$

因此对于含有测量偏差的导航星, 其相关子集P值叠加后获得的质量值较正常情况降低, 且测量偏差越大, 质量值降低越大, 从而能够有效度量该导航星测量偏差的程度. 质量值与观测测量误差负相关, 质量值越高, 说明该导航星高度角观测测量越可靠; 质量值越低, 说明该导航星高度角观测测量受偏差影响程度越严重.

#### 3) 增益调节.

对于Kalman滤波来说, 增益矩阵 $\mathbf{K}$ 在一步预测基

基础上计算, 即

$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T [H_k P_{k|k-1} H_k^T + R]^{-1}. \quad (18)$$

可见传统增益矩阵的计算只采用了量测噪声的先验协方差  $R$ , 而并未考虑实际飞行过程中变化的天文高度角观测量偏差  $\xi$  的影响. 根据滤波方程迭代的特点, 将由实际测量信息得到的质量值  $q_1, q_2, \dots, q_n$  作为权重系数引入到 Kalman 滤波增益矩阵, 即

$$K_k^* = K_k Qua_k, \quad (19)$$

其中  $Qua_k = \text{diag}\{q_1, q_2, \dots, q_n\}$ . 当导航星  $s_a$  高度角观测量偏差大于导航星  $s_b$  时, 两者的质量值  $q_a < q_b$ , 则对应的增益矩阵元素之比

$$\frac{K_k^{*(i,a)}}{K_k^{*(i,b)}} = \frac{K_k^{(i,a)} q_a}{K_k^{(i,b)} q_b} < \frac{K_k^{(i,a)}}{K_k^{(i,b)}}. \quad (20)$$

可见, 将质量值作为滤波增益矩阵的加权系数加入, 提高了质量高的观测量权重, 降低质量低的观测量权重, 从而提高系统精度.

4) 量测更新.

采用调节后的增益矩阵进行量测更新

$$X_{k|k} = X_{k|k-1} + K_k^* (Z_k - H_k X_{k|k-1}), \quad (21)$$

$$P_{k|k} = [I - K_k^* H_k] P_{k|k-1}. \quad (22)$$

即使在环境、载体机动等因素引起观测量偏差变化复杂的情况下, 该方法仍能够及时反映导航过程中各观测信息质量的变化, 准确区分各导航星高度角测量所受的不同影响, 因此可以作为准确依据对导航过程进行自适应调节.

根据 Kalman 滤波原理, 更新过程中的新息及其协方差为<sup>[17]</sup>

$$\epsilon_k = Z_k - H_k X_{k|k-1}, \quad (23)$$

$$A_k = E[\epsilon_k \epsilon_k^T] = H_k P_{k|k-1} H_k + \tilde{R}_k, \quad (24)$$

其中  $\tilde{R}_k$  表示实际的噪声水平统计值, 对于含有测量偏差的导航星  $s_a$ , 其实际噪声水平高于式(18)中采用的先验参数, 因此有  $\tilde{R}_k(a, a) > R(a, a)$ .

对于常规 Kalman 滤波(KF), 状态估计误差协方差实际值为

$$P_{k|k}^{KF} = P_{k|k-1} + K_k A_k K_k^T. \quad (25)$$

对于采用质量值调节后的组合方法(QKF), 状态估计误差协方差实际值为

$$P_{k|k}^{QKF} = P_{k|k-1} + K_k^* A_k K_k^{*T} = P_{k|k-1} + K_k Qua_k A_k Qua_k^T K_k^T. \quad (26)$$

根据式(25)-(26), 对应第  $i$  个状态量的估计误差协方差实际值之差为

$$\begin{aligned} P_{k|k}^{QKF(i,i)} - P_{k|k}^{KF(i,i)} = & P_{k|k-1}^{(ii)} + \sum_{j=1}^n \sum_{l=1}^n K_k^{(ij)} K_k^{(il)} q_j q_l A^{(jl)} - \\ & P_{k|k-1}^{(ii)} - \sum_{j=1}^n \sum_{l=1}^n K_k^{(ij)} K_k^{(il)} A^{(jl)} = \\ & \sum_{j=1}^n \sum_{l=1}^n K_k^{(ij)} K_k^{(il)} (q_j q_l - 1) A^{(jl)} < 0. \end{aligned} \quad (27)$$

可见, 采用质量值调节后, 状态量估计误差协方差较常规 Kalman 滤波减小, 且该差值绝对值越大, 反映相对 Kalman 滤波的性能改善越大. 由于 P 值映射构建质量值  $q^{(l)}$  与天文角度测量偏差负相关, 当导航星测量偏差越大时, 采用质量值进行调节所起到的性能改善作用就越大.

4 仿真与分析(Simulation and analysis)

基于 P 值映射自适应的惯性/天文角度组合导航算法的性能, 本文建立的仿真验证系统. 如图 2 所示, 该系统由高超声速飞行航迹发生器产生标准运动航迹, 随后由伪随机数发生器驱动生成高超声速飞行中导航传感器测量仿真数据. 分别采用卡尔曼滤波, P 值映射质量值调节的自适应滤波算法对同一组测量数据进行对比. 在此基础上, 通过对不同随机噪声序列下的惯性/天文角度组合导航进行了多次蒙特卡洛仿真, 可以对算法性能进行定量的分析.

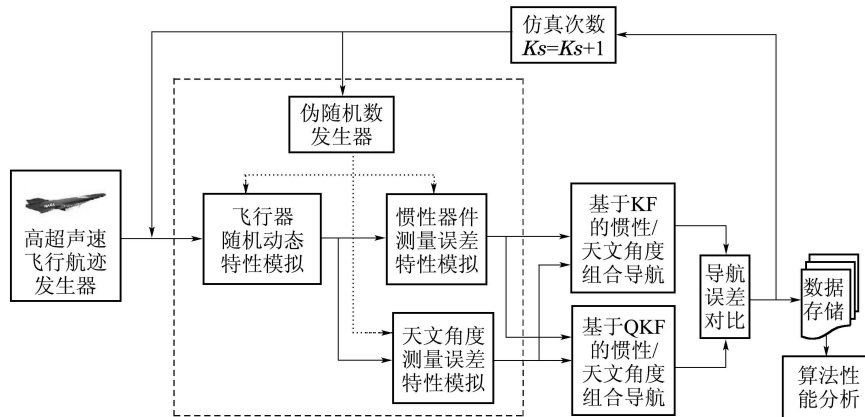


图 2 仿真验证方案

Fig. 2 Simulation scheme

参考国外典型高超声速飞行器参数设计飞行航迹进行动态仿真, 飞行时间为3600 s, 初始速度为5 Ma, 航迹中包括加减速、俯仰和航向的变化。

采用中等精度惯导系统, 等效陀螺漂移为0.01 (°)/h, 等效加速度零偏为 $10^{-5}$  g, 陀螺漂移和加速度计零偏一阶马尔科夫过程相关时间分别为

3600 s和1800 s。

设同时观测分布于载体周围的5颗导航星( $s_1, s_2, \dots, s_n$ ), 导航星高度角观测噪声标准差为 $10''$ , 包含参考基准与敏感器误差。分时间段在导航星 $s_2$ 和 $s_3$ 观测量中加入偏差来分析组合导航系统受到的影响, 参数如表1所示。

表1 观测量偏差仿真参数

Table 1 Simulation parameters of observation bias

时间段	$T_1$	$T_2$	$T_3$	$T_4$
对应时间	0~1000 s	1000~2000 s	2000~3000 s	3000~3600 s
$s_2$ 观测量偏差	—	30''	50''	—
$s_3$ 观测量偏差	—	—	30''	—

首先验证本文基于P值映射的质量值评估算法在多星同步测量中的有效性, 含有观测量偏差的两颗星高度角观测的质量值如图3所示, 为便于对比, 同时给出不含观测量偏差的导航星 $s_5$ 的质量值。

图3(a)–(c)分别为导航星 $s_2, s_3$ 和 $s_5$ 的质量值曲线。在 $T_1$ 和 $T_4$ 时间段所有导航星中均不含观测量偏差, 从图3可以看出, 此时3颗导航星高度角观测的质量值都稳定处于较高水平。由图3(a)进行导航星 $s_2$ 观测质量值时间轴方向的比较,  $T_2$ 时间段含有小幅偏差, 其质量值有一定程度的降低; 在 $T_3$ 时间段观测量偏差进一步增大, 对应该导航星的质量值有更大幅度下降。可见在单星偏差变化情况下, 质量值能够有效反映导航过程中观测量偏差程度的变化。

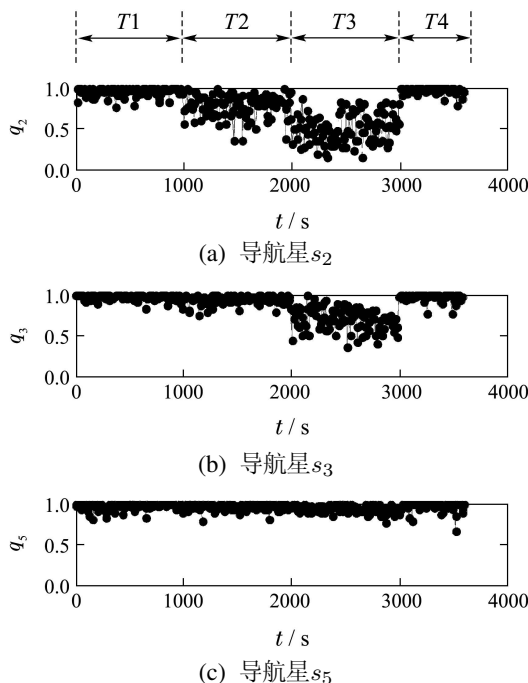


图3 各导航星高度角观测质量值变化曲线

Fig. 3 Quality value of star elevation angle observation

在 $T_3$ 时间段,  $s_2$ 和 $s_3$ 测量同时产生观测量偏差。由图3(a)和图3(b)之间相互比较, 导航星 $s_2$ 和 $s_3$ 的质量值均有所下降, 且下降的幅值与偏差大小相关。而未发生观测量偏差的导航星 $s_5$ 的质量值始终保持较高水平, 与实际情况相吻合。由此可以验证质量值不仅能够反映单星观测量偏差, 还可在多星观测量发生偏差的情况下, 准确估计出各观测量的偏差程度。

在上述质量值评估分析的基础上, 为验证P值映射质量值应用于惯性/天文角度自适应组合导航系统的有效性, 进行了仿真并与传统采用卡尔曼滤波算法的导航系统进行了对比, 如图4–5所示。在采用相同仿真航迹和相同性能参数导航传感器的前提下, 对不同随机噪声序列下的惯性/天文角度组合导航进行了20次蒙特卡洛仿真, 其结果在表2中给出。

从图4–5和表2可以看出, 对于惯性/天文角度组合, 在观测量发生偏差的情况下, 采用P值映射质量值调节的自适应滤波算法较传统卡尔曼滤波的导航误差有显著减小, 且在双星受到偏差影响时的改善更为明显, 可见本文的算法能够显著降低惯性/天文角度组合系统所受天文高度角观测量偏差的影响, 提高导航精度。

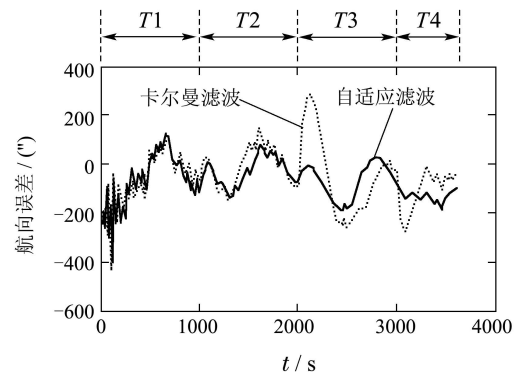


图4 导航航向误差对比图

Fig. 4 Comparison of navigation yaw error

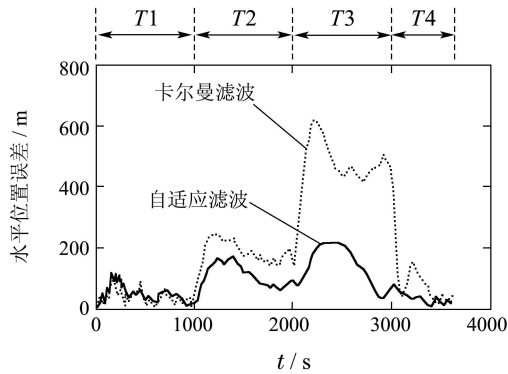


图 5 导航水平位置误差对比

Fig. 5 Comparison of navigation horizontal position error

表 2 导航均方误差对比

Table 2 Comparison of navigation RMS errors

仿真条件	航向误差/(")	经度误差/m	纬度误差/m	
单星偏差	KF	76.1	124.34	118.47
(T2)	QKF	65.5	89.4	73.08
双星偏差	KF	172.2	252.73	178.79
(T3)	QKF	97.6	114.76	97.858

### 5 结论(Conclusions)

针对惯性/天文角度组合导航多星同步观测时局部观测质量下降对导航性能的影响, 本文从观测质量自主评估的角度, 提出基于P值质量映射的惯性/天文自适应角度组合导航算法. 仿真结果表明, 本文的P值质量映射方法可随着飞行过程中可见导航星动态变化的变化在线评估观测质量, 并准确度量各导航星高度角测量所受观测偏差的差异影响. 通过P值质量映射计算质量值进行惯性/天文角度组合的自适应调节后, 系统在观测量偏差存在情况下的导航精度有显著提高. 本文所提出惯性/天文角度自适应组合导航算法具有较强的观测量偏差适应能力, 对于增强复杂飞行环境下应用的导航系统的自主性和适应性具有重要意义.

### 参考文献(References):

[1] 岳亚洲, 田宇, 张晓冬. 机载惯性/天文组合导航研究 [J]. 光学与光电技术, 2008, 6(2): 1 - 5.  
(YUE Yazhou, TIAN Yu, ZHANG Xiaodong. Investigation on airborne inertial/celestial integrated navigation [J]. *Optics & Optoelectronic Technology*, 2008, 6(2): 1 - 5.)

[2] 王康相, 何昕, 魏仲慧, 等. 基于大视场光学测量设备的多星观测和解算天文经纬度研究 [J]. 测绘科学, 2010, 35(3): 24 - 25.  
(WANG Kangxiang, HE Xin, WEI Zhonghui, et al. Research on multi-star observation and astronomical longitude and latitude calculation based on optical wide field measurement equipment [J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2010, 35(3): 24 - 25.)

[3] JUILE P. Stellar positioning system part I: applying ancient theory to a modern world [C] // *AIAA/AS Astrodynamic Specialist Conference and Exhibit*. Honolulu, Hawaii, USA: AIAA, 2008: 1 - 31.

[4] 熊智, 刘建业, 郁丰, 等. 基于天文角度观测的机载惯性/天文组合滤波算法研究 [J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 397 - 403.  
(XIONG Zhi, LIU Jianye, YU Feng, et al. Research of airborne INS/CNS integrated filtering algorithm based on celestial angle ob-

servation [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(2): 397 - 403.)

[5] 刘睿, 王常虹, 李葆华. 利用地磁/星光观测角度的飞行器自主导航方法 [J]. 红外与激光工程, 2011, 40(2): 223 - 228.  
(LIU Rui, WANG Changhong, LI Baohua. Autonomous navigation method using the angle between geomagnetic and starlight vector [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(2): 223 - 228.)

[6] 黄伟. 气动光学及其在高超声速飞行器中的效应研究 [J]. 飞航导弹, 2008, 38(3): 20 - 26.  
(HUANG Wei. Pneumatic optical and its effect in hypersonic flight vehicle research [J]. *Winged Missiles Journal*, 2008, 38(3): 20 - 26.)

[7] CHRISTOPHER M, WYCKHAM A J. Aero-optic distortion in transonic and hypersonic turbulent boundary layers [J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(9): 2158 - 2168.

[8] 黄琳, 段志生, 杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战 [J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1496 - 1505.  
(HUANG Lin, DUAN Zhisheng, YANG Jianying. Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts [J]. *Control Theory & Applications*, 2011, 28(10): 1496 - 1505.)

[9] 包为民. 航天飞行器控制技术研究现状与发展趋势 [J]. 自动化学报, 2013, 39(6): 697 - 702.  
(BAO Weimin. Present situation and development tendency of aerospace control techniques [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(6): 697 - 702.)

[10] BAHM C, BAUMANN E, MARTIN J, et al. The X-43A Hyper-X Mach 7 flight 2 guidance, navigation, and control overview and flight test results [C] // *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technology*. Capua, Italy: AIAA, 2005: 1 - 23.

[11] LU C, TAN Y, ZHU B, et al. Improved innovation-based adaptive Kalman filter for dual-frequency navigation using carrier phase [J]. *Science China Information Sciences*, 2010, 53(12): 2653 - 2663.

[12] 乔黎, 刘建业, 郑广楼, 等. X射线脉冲星导航系统的闭环校正滤波器设计 [J]. 控制理论与应用, 2010, 27(7): 939 - 942.  
(QIAO Li, LIU Jianye, ZHENG Guanglou, et al. Closed-loop filter design for X-ray pulsar-based satellite navigation system [J]. *Control Theory & Applications*, 2010, 27(7): 939 - 942.)

[13] SALEMANN M, TEUNISSEN P. Detection and modeling of colored noise for Kalman application [C] // *Kinematic Systems in Geodesy, Surveying and Remote Sensing*. New York: Springer-Verlag, 1991. 251 - 260.

[14] 房建成, 宁晓琳. 天文导航原理及应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.  
(FANG Jiancheng, NING Xiaolin. *The Principle and Application of Celestial Navigation* [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006.)

[15] HUBBARD R, HAYARRI M. Confusion over measures of evidence (p's) versus errors (a's) in classical statistical testing [J]. *The American Statistician*, 2003, 57(3): 171 - 178.

[16] ELSTON R. On fisher's method of combining p-values [J]. *Journal of Biometrical*, 2007, 33(3): 339 - 345.

[17] WANG J J, DING W, WANG J. Improving adaptive Kalman filter in GPS/SDINS integration with neural network [C] // *ION GNSS 20th International Technical Meeting of the Satellite Division*. Manassas, VA: Institute of Navigation, 2007: 571 - 578.

### 作者简介:

王 融 (1984-), 男, 博士研究生, 主要从事多信息融合组合导航的研究, E-mail: rongwang@nuaa.edu.cn;

熊 智 (1976-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事惯性技术、天文导航与组合导航的研究, E-mail: xznuaa@nuaa.edu.cn;

刘建业 (1957-), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事惯性技术与组合导航的研究, E-mail: ljyac@nuaa.edu.cn;

钟丽娜 (1981-), 女, 博士研究生, 主要从事惯性/卫星组合导航的研究, E-mail: zhonglina@nuaa.edu.cn.