INS/SMNS组合导航信息融合算法

赵净净 王艳东

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了解决 INS/SMNS(Inertial Navigation System /Scene Matching Navigation System)组合导航系统信息融合时涉及到的时间对准、多速率滤波、不等间隔以及量测滞后等问题, 根据 INS/SMNS组合导航主要应用于末制导段以及 Kalman滤波与观测值的关系, 提出了采用外推法进行时间对准、变周期离散化进行不等间隔多速率滤波、使用计算机软件消除量测滞后的解决方案. 对比分析了常规 Kalman滤波、消除量测滞后 Kalman滤波以及方案的滤波精度. 仿真结果表明设计的方案具有较高的滤波精度.

关 键 词: 滤波; 惯性导航系统; 景像匹配导航系统; 组合导航系统

中图分类号: V 249. 32+ 8

文献标识码: A 文 章 编 号: 1001-5965(2009)03-0292-04

Information fusion algorithm in INS/SMNS integrated navigation system

Zhao Jingjing Wang Yandong

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The problems, such as time alignment, multi-rate filter, unequal interval and measurement delay, were involved when information was fused in inertial navigation system /scene matching navigation system (INS/SMNS) integrated navigation system. In order to solve them, a solution, based on the fact that INS/SMNS integrated navigation system was applied in terminal guidance generally and the relation between Kalman filter and measurement, was presented. Extrapolation was applied to the align time, the system was discretized in unequal interval and the multi-rate filter was designed, the measure delay was eliminated by software. Analyzing the filtering accuracy of the common Kalman filter, the Kalman filter without measurement delay and the presented solution, the results demonstrate that the method presented here has high accuracy.

Key words: filter; inertial navigation system; scene matching navigation system; integrated navigation system

随着现代武器对导航精度要求越来越高, 将 INS(Inertial Navigation System)与 SMNS(Scene Matching Navigation System)组合构成的 INS/SMNS组合导航应用于末制导段来提高系统的命中精度受到各国的青睐[1].

但当 INS和 SMNS信息融合时涉及以下问题: ¹ 在 SMNS中, 获得正确匹配点存在较大随机性且常不等间隔; º 图像匹配耗用不等的计算时间, 即量测滞后; » SMNS和 INS输出常不同步. 所以 INS/SMNS组合导航信息融合需要考虑时间对准、多速率滤波以及量测滞后等问题. 若采用常规 Kalman滤波方法, 常导致定位精度不高甚至发散. 所以, 针对上述问题, 研究相应的方案以获得组合导航系统误差的最佳估计, 对提高飞行器的导航精度具有重要意义.

关于时间对准、多速率滤波问题, 文献[2-3]提出的方案均要求组合导航系统满足一定的假设条件, 但在复杂的实际应用中, 这些条件较难满足. 为此, 本文针对实际应用环境中 INS/SMNS组合导航的特点, 提出了相应的信息融合解决方案, 并通过仿真表明该方案可以明显提高导航精度.

收稿日期: 2008-04-02

作者简介: 赵净净(1983-), 女, 河南安阳人, 硕士生, zhaojing096@163.com.

1　INS/SMNS组合系统数学模型

采用线性的 Kalman滤波器进行信息融合, 系统的状态方程为 INS的误差方程[4]:

$$\overset{\#}{X}(t) = F(t)\# X(t) + G(t)\# W(t) \quad (1)$$

观测方程为

$$Z = \begin{bmatrix} (L_i - L_s)\# (R_m + h) \\ (K_i - K_s)\# (R_n + h)\# \cos L \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中, L_i, K_i, L_s, K_s分别为 INS和 SMNS输出的纬度、经度; R_m 为子午面曲率半径; R_n 为卯酉圈曲率半径; R_N, N_E 为景像匹配系统沿北、东的匹配误差.

2　信息融合算法

2 1　外推时间对准

由于景像匹配点信息输出与惯导信息输出不同步, 这样会带来一定的误差. 因此在信息融合前需要进行时间对准.

在末制导段的匹配区内, 飞行器速度变化不大[5], 故时间对准采用外推法.

其方法是: 进入匹配区后, 存储航线上的惯导位置输出及其对应输出时刻; 得到匹配点 t_{s1}, t_{s2}后, 找到与 t_{s2}时刻 (某个匹配点的输出时刻)最相邻且已被储存的惯导输出时刻 t_{i1}, t_{i2}以及对应惯导位置输出值 (L_{i1}, K_{i1})和 (L_{i2}, K_{i2}), 如图 1所示; 再按

$$\left.\begin{aligned} L_i &= L_{i1} + (L_{i2} - L_{i1})(t_{s2} - t_{i1})/(t_{i2} - t_{i1}) \\ K_i &= K_{i1} + (K_{i2} - K_{i1})(t_{s2} - t_{i1})/(t_{i2} - t_{i1}) \end{aligned}\right\} \quad (3)$$

求出 t_{s2}时刻惯导的位置 (L_i, K_i).

显然, 匀速平飞的条件满足的越充分, 惯导输出周期越短, 式 (3)的精度越高.

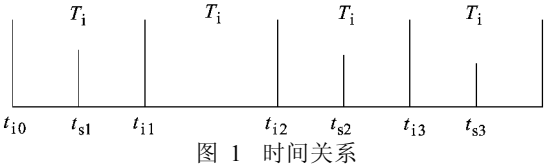

图 1　时间关系

2 2　变周期离散化的滤波算法

在组合导航中, 一般对连续形式的状态方程 (1)和量测方程 (2)进行离散化, 从而得到离散形式的系统方程:

$$\left.\begin{aligned} X_{k+1} &= \Phi_{k+1,k} X_k + \Gamma_{k+1,k} W_k \\ Z_k &= H_k X_k + V_k \end{aligned}\right\} \quad (4)$$

而采用的常规的 Kalman滤波器方程如下:

$$\left.\begin{aligned} \hat{X}_{k+1,k} &= \Phi_{k+1,k} \hat{X}_{k,k} \\ \hat{X}_{k+1,k+1} &= \hat{X}_{k+1,k} + K_{k+1}[Z_{k+1} - H_{k+1}\hat{X}_{k+1,k}] \\ P_{k+1,k} &= \Phi_{k+1,k} P_{k,k} \Phi^{T}_{k+1,k} + \Gamma_{k+1,k} Q_k \Gamma^{T}_{k+1,k} \\ K_{k+1} &= P_{k+1,k} H^{T}_{k+1} [H_{k+1} P_{k+1,k} H^{T}_{k+1} + R_{k+1}]^{-1} \\ P_{k+1,k+1} &= P_{k+1,k} P_{k+1,k} - \\ & H^{T}_{k+1} [H_{k+1} P_{k+1,k} H^{T}_{k+1} + R_{k+1}]^{-1} H_{k+1} P_{k+1,k} \end{aligned}\right\} \quad (5)$$

上述的离散 Kalman滤波器通常按照量测周期进行离散. 但是在 INS/SMNS组合中, 匹配点随机到来, 则某些观测值可能间隔较长. 此时若离散化周期 T仍与量测周期相同, 则状态转移矩阵不准确, 从而滤波发散.

从常规 Kalman滤波方程 (5)可以看出, 在一个滤波周期内, 从使用系统信息和量测信息的先后次序来看, Kalman滤波具有两个过程: 时间更新和量测更新[4]. 利用这个特性, 提出以下方案, 解决上述滤波发散问题: 观测值没到来时, 以 T离散连续系统, 滤波时仅进行时间更新; 观测值到来后, 根据到来的时间改变 T, 滤波时进行时间更新和量测更新.

如图 2取 T与 T_i相等, 即 $T = T_i$. t_{s1}, t_{s2}为两个匹配点到来的时刻, t_{i1}, , , t_{ik}为没有匹配点到来时 INS的输出时刻. 根据上述算法思想, 在 t_{i1}, , , t_{ik}时刻, 用 T离散连续系统, 滤波时按下式进行:

$$\left.\begin{aligned} \hat{X}_{k+1,k+1} &= \Phi_{k+1,k} \hat{X}_{k,k} \\ P_{k+1,k+1} &= \Phi_{k+1,k} P_{k,k} \Phi^{T}_{k+1,k} + \Gamma_{k+1,k} Q_k \Gamma^{T}_{k+1,k} \end{aligned}\right\} \quad (6)$$

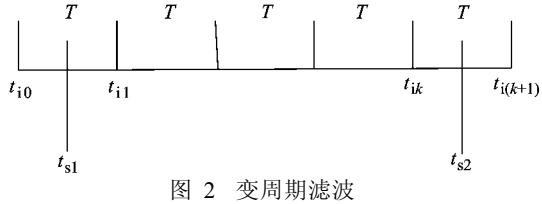

图 2　变周期滤波

在 t_{s2}时刻, 匹配点到来, 离散化周期为 $Tc = t_{s2} - t_k$, 滤波时进行时间更新和量测更新, 滤波方程为式 (5). 在 $t_{i(k+1)}$时刻, 离散化周期为 $Td = t_{i(k+1)} - t_{s2}$, 滤波时进行时间更新, 方程为式 (6).

2 3　考虑量测滞后的滤波算法

在 SMNS中, 图像匹配耗用不等的计算时间, 即存在量测滞后问题. 文献 [2]针对 INS/SAR组合提出了消除量测滞后的方法. 本小节在此方法的基础上, 根据 INS/SMNS组合的特点以及上述

提出的外推时间对准、变周期离散化的滤波方法, 采用下面的方案解决 INS/SMNS组合中的量测滞后问题.

针对图 2, 假设 t_{s2}时刻的匹配点位置输出对应于 t_{s1}时刻的 INS状态, 则在 t_{s1}时刻用外推法得到该时刻的惯导值; 在 t_{s2}时刻获得观测值, 取$Tc=t_{s1}-t_0$为周期离散连续系统, 并进行时间更新和量测更新, 得到 t_{s1}时刻的状态估计; 分别取 $Tc=t_{i1}-t_{s1}$, $T=T_i$, $Tc=t_{s2}-t_k$为周期离散连续系统并只进行时间更新, 此时就得到 t_{s2}时刻的状态估计值, 即消除了量测滞后误差.

3 INS/SMN组合导航系统仿真

仿真试验条件: 飞行轨迹由轨迹发生器产生, 仿真时间为 20 s, 北向和西向速度均为 350m/s, 初始位置为纬度 39.9b、经度 116.3b, 高度 1 km; 飞行器在进入景像匹配区时的速度误差为 0.5m/s, 经过中制导段校正后的经度、纬度误差均为 60m.

INS中, 惯导数据更新周期为 100ms, 陀螺的常值误差和随机漂移均为 0.2(b)/h, 加速度计的常值误差为 1×10^{-4} g, 随机误差为 5×10^{-5} g, 其中, g为重力加速度.

在整个匹配区存在 10个有效匹配点, 匹配间隔 1~2 s随机, 匹配误差为 3~5m. 假设景像匹配计算时间均能在 1 s内完成.

为了说明问题, 首先采用存在量测滞后的常规 Kalman滤波进行仿真研究, 分析量测滞后仅为 0~1 s的随机数时, 常规 Kalman滤波是否适合于 INS/SMNS组合; 然后消除量测滞后, 比较常规 Kalman滤波与本文提供的滤波算法的滤波效果, 分析在进行外推时间对准、变周期离散化的滤波算法是否优于常规 Kalman滤波. 仿真曲线如图 3~图 6.

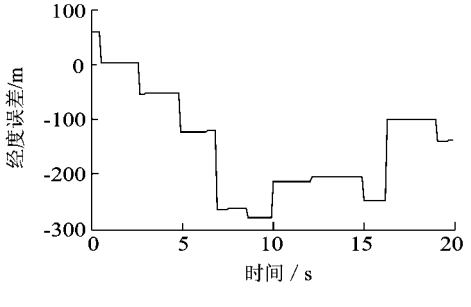

图 3 经度误差

1) 存在 0~1 s的随机量测滞后, 常规 Kalman滤波方法的滤波效果如图 3、图 4.

2) 消除量测滞后, 常规 Kalman滤波方法与本文提供的滤波方法的滤波效果比较如图 5、图 6.

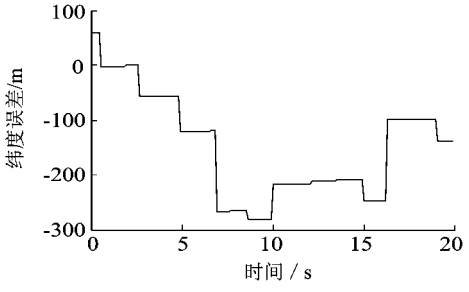

图 4 纬度误差

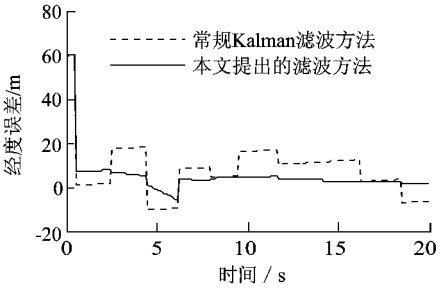

图 5 经度误差

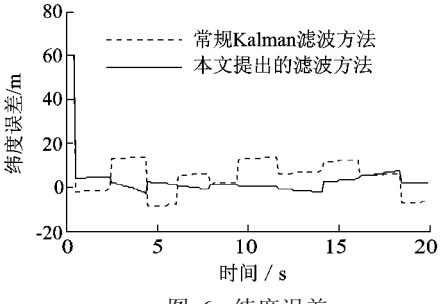

图 6 纬度误差

从图 3、图 4可以看出, 在本文给出的仿真条件下, 即使量测滞后时间为 0~1 s时, 采用常规 Kalman滤波方法, 位置误差也高达 200m. 可见, 如果不消除量测滞后, 常规 Kalman滤波方法的定位精度远远达不到末制导段要求的米级精度.

从图 5、图 6可以看出, 消除量测滞后以后, 常规 Kalman滤波方法的定位精度为 20m, 定位精度大大提高; 而本文提出的滤波算法定位精度高达 6m, 比常规 Kalman滤波方法定位精度提高近 10m, 完全满足了末制导的米级定位精度要求. 由此可见, 本文提出的滤波算法由于考虑了 INS/SMNS组合的特点, 解决了时间对准、多频滤波、不等间隔和量测值少的问题, 有效提高了 INS/SMNS组合导航系统的滤波精度.

4 结 论

在 INS/SMNS组合导航系统中, 由于景像匹配的特点, 在 INS输出信息和 SMNS输出进行信

息融合时,需要考虑时间对准、多速率滤波、不等间隔、观测量少且随机以及量测滞后的问题. 为此,本文提出了分别采用外推时间对准、变周期离散化以及消除量测滞后的措施以解决上述 INS/SMNS组合导航信息融合中的问题,并通过仿真试验,对比分析了常规 Kalman滤波与本文提出的滤波方法的定位精度,验证了本文提出的滤波方法具有较高的定位精度.

参考文献 (References)

[1] 周志强,陈哲. 贝叶斯景像匹配技术[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(3): 337- 340
Zhou Zhiqiang, Chen Zhe. Bayes scene matching technology [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(3): 337- 340(in Chinese)

[2] 刘建业,熊智,段方. 考虑量测滞后的 INS/SAR组合导航非等间隔滤波算法研究[J]. 宇航学报, 2004, 25(6): 626- 631
Liu Jianye, Xiong Zhi, Duan Fang. Processing the measurement delay INS/SAR integrated navigation in2coordinate interval filte2ring algorithm study[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(6): 626- 631(in Chinese)

[3] Niwa S, Masuda T, Sezaki Y. Kalman filter with time2variable gain for a multisensor fusion system [C]//Proceeding of the 1999 IEEE International Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems. Taipei [s n], 1999: 56- 61

[4] 赵龙,陈哲. Lyapunov自适应滤波及其在 INS/SMNS组合导航系统中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(10): 1084- 1086
Zhao Long, Chen Zhe. Lyapunov adaptive filtering and its appl2cation in INS/SMNS integrated navigation system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(10): 1084- 1086(in Chinese)

[5] 闵虎. 四组合导航系统算法研究与软件开发[D]. 北京: 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 2000
Min Hu. Research of the algorithms and development of the soft2ware in INS/GPS/TAN/SMNS integrated navigation system [D]. Beijing: School of Automation Science and Electrical Engi2neering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000(in Chinese)

(责任编辑: 刘登敏)

(上接第 275页)

2) D对 MPCE性能的影响

当取 $T_2 = 1670$K固定不变时, D对的取值表现了激波压缩和 MHD发生器压缩的分配关系, D的值越小则需要越强的 MHD压缩作用以达到一定的压缩效果, D的值越大,则所需的 MHD压缩作用越小. 在本文的假设条件下,流体流过 MHD通道所引起的熵增比通过激波的熵增更严重,所以,在满足限制条件的情况下应该尽量使用激波压缩以减小 MHD作用的程度. 例如,飞行马赫数为 10时,若 D= 0.2,在限制条件下进行优化 MPCE的比冲最大可以达到 1662.2 s,若 D= 0.3,则 MPCE的比冲可以达到 1814 s.

5 结　论

在相同的外形条件下分别考虑了理想的和非理想的超燃冲压发动机应用 MHD能量旁路的情况: 对于理想的超燃冲压发动机应用 MHD能量旁路会使发动机性能降低; 对于非理想的超燃冲压发动机,应用 MHD能量旁路可以使发动机的比冲增加. 考虑到工程限制条件,对超燃冲压发动机和 MPCE的性能进行了比较,结果表明应用 MHD可以扩大超燃冲压发动机的工作范围. 分析了负载系数、通道压力系数等设计参数对 MPCE性能的影响,结果表明发动机工作的工程限制条件限制了发动机的性能, MPCE性能的提高有待于工程技术的发展,例如耐高温材料和冷却技术的发展、MHD通道电效率的提高等.

参考文献 (References)

[1] Freishtadt V L, Kuranov A L, Sheikin E G. Use ofMHD sys2tems in hypersonic aircraft [J]. Technical Physics, 1998, 43(11): 1309- 1313

[2] Miles R B, Macheret S O, Shneider M N, et al. Plasma2en2hanced hypersonic performance enabled by MHD power extrac2tion [R]. AIAA220052561, 2005

[3] Lineberry J T, Begg L, Castro J H, et al. Scramjet driven MHD power demonstration: HVEPS project overview [R]. AIAA2200628010, 2006

[4] 居滋象,吕友昌,荆伯弘. 开环磁流体发电[M]. 北京: 北京工业大学出版社, 1998: 15- 16
Ju Zixiang, L Youchang, Jing Bohong. Open cycleMHD power generation [M]. Beijing: Publisher of Beijing University of Technology, 1998: 15- 16(in Chinese)

[5] Brichkin D I, Kuranov A L, Sheikin E G. MHD2technology for scramjet control [R]. AIAA29821642, 1998

[6] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. Washington: AIAA, 1994: 157- 158

[7] Burakhanov M, Likhachev P, Medin A, et al. Advancement of scramjetMHD concept [R]. AIAA2200020614, 2000

(责任编辑: 张　嵘)