

结合小波消噪的捷联惯导系统传递对准性能改进

孙昌跃¹, 邓正隆²

(1. 湖南科技大学 信息与电气工程学院, 湖南 湘潭 411201; 2. 哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 针对机载捷联惯导系统的传递对准问题, 给出了一种速度+姿态匹配算法, 旨在强调姿态失准角和惯导器件误差参数估计性能的改善. 并基于惯导测量单元(inertial measurement unit, IMU)原始测量信号的频谱特征, 引入了小波串级消噪算法, 拟通过对IMU测量进行消噪, 进一步提高传递对准的性能. 仿真结果验证了所提算法的可行性.

关键词: 传递对准; IMU; 小波消噪; Kalman滤波

中图分类号: V249, 322 **文献标识码:** A

Wavelet denoising for improving transfer alignment of strapdown inertial navigation systems

SUN Chang-yue¹, DENG Zheng-long²

(1. School of Information and Electrical Engineering, Hunan University of Science and Technology, Xiangtan Hunan 411201, China;
2. Department of Control Science and Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150001, China)

Abstract: The transfer alignment of strapdown inertial navigation systems is discussed. An improved transfer alignment algorithm that augments velocity matching with attitude matching is introduced for improving the estimation performance of attitude errors and the inertial measurement unit(IMU) calibration parameters. Based on the spectrum characteristics of IMU raw measurements, we introduce the wavelet cascade denoising algorithm to reduce the IMU measurement noise and to further enhance the performance of the proposed transfer alignment algorithm. Finally, simulations are conducted to validate the proposed algorithms feasibility.

Key words: transfer alignment; IMU; wavelet denoising; Kalman filtering

1 引言(Introduction)

为提高定位、跟踪和数据处理的性能, 机载传感器和武器系统需要相对某个参考坐标系(如主惯性导航系统)准确、时变的定位信息(如位置、速度和姿态), 以进行测量补偿以及减少传感器与武器系统间的姿态误差. 通常这种信息由嵌入式惯性测量单元(inertial measurement units, IMU)来提供, 且IMU尽可能地安装在与传感器系统接近的地方, 以减少诸如机体振动和挠曲效应的影响. IMU在开始投运之前, 必须与主导航系统进行对准, 而现有的对准技术主要有传递对准和光学校准^[1~7].

传递对准是利用主惯导系统(MINS)的位置、速度、姿态信息对从惯导单元(SIMU)进行初始化的过程^[3]. 通常, 用于机载传感器对准的传递对准技术, 主要估计SIMU相对MINS的姿态失准角. 为了增加SIMU相对MINS姿态失准角的可观测性, 加快姿

态失准角等状态估计的收敛速度, 飞机需执行一个具有较高强度的S形机动. 而强度较高的机动会引起机体的振动和挠曲效应, 因而限制了传递对准性能. 此外, SIMU采用低成本惯性器件构成, 因其本身较大的测量误差致使对准精度随时间迅速下降, 而难以长时间保持稳定的性能. 因此, SIMU器件误差参数的估计和补偿也是传递对准算法设计需考虑的问题. 为了克服机翼振动和挠曲效应对传递对准算法性能的影响, 可对测量数据预处理, 以衰减机翼挠曲变形和振动干扰效应, 提高测量信号的信噪比, 从而提高对准精度^[4,5]. 此外, 针对运载器挠曲效应和振动的特点, 通过选取受机翼挠曲效应影响较小的特定测量参数进行传递对准, 是克服机翼挠曲效应和振动影响的另一种方法^[6]. 而上述各种针对机翼振动和挠曲效应的处理方法或以降低对准精度或以较长的对准时间为代价, 限制了机载传感器系统校准

性能的提高。

本文针对上述机载传感器系统对准存在的问题, 引入一种能充分利用飞机的线运动和角运动的改进传递对准技术. 并针对SIMU原始测量信号的频谱特征, 给出了一种小波串级消噪算法, 拟通过小波消噪预处理SIMU测量信号, 提高SIMU测量输出的信噪比, 以提高机载传感器系统的校准性能. 如下, 首先总结惯导系统误差动态模型, 且给出速度+姿态匹配的传递对准算法设计. 其次, 引入基于小波技术的串级消噪预处理算法. 再次, 介绍仿真研究条件和分析所提传递对准算法的仿真结果. 最后给出结论.

2 传递对准滤波器方程(The filter equations of transfer alignment)

2.1 SIMU误差传播方程(The propagation equations of SIMU error)

用于传递对准的Kalman滤波器设计模型基本由速度误差和姿态误差微分方程所构成. 在导航坐标系中, SIMU的速度误差和姿态误差传播方程可表示为

$$\delta \dot{\mathbf{V}} = \mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\varphi} + \mathbf{C}_b^n \delta \mathbf{f}^b - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \delta \mathbf{V} + \delta \mathbf{g}_l^n, \quad (1)$$

$$\dot{\boldsymbol{\varphi}} = -\boldsymbol{\omega}_{in}^n \times \boldsymbol{\varphi} - \mathbf{C}_b^n \delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b + \delta \boldsymbol{\omega}_{in}^n. \quad (2)$$

其中: $\delta \mathbf{V}$ 和 $\boldsymbol{\varphi}$ 分别是速度误差和姿态误差矢量, $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 是地球转速率, $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 是导航坐标系相对地球坐标系的旋转角速度, $\boldsymbol{\omega}_{in}^n$ 是导航坐标相对惯性坐标系的旋转角速度, $\mathbf{f}^n$ 是加速度计提供的比力在导航坐标系的投影, $\delta \mathbf{f}^b$ 表示加速度计总的输出误差项, $\mathbf{C}_b^n$ 为体坐标系到导航坐标系的方向余旋矩阵. $\delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 为陀螺仪总的输出误差项, $\delta \boldsymbol{\omega}_{in}^n$ 表示在地球旋转角速率计算上存在的总误差, $\delta \mathbf{g}_l^n$ 表示重力误差.

此外, 为了在传递对准过程中可以对SIMU的惯性器件误差参数进行校准, 相关惯性器件误差参数可以扩展为系统模型的状态变量, 即

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_a = \mathbf{0}, \quad (3)$$

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_g = \mathbf{0}. \quad (4)$$

其中 $\boldsymbol{\varepsilon}_a$, $\boldsymbol{\varepsilon}_g$ 分别为加速度计输出误差 $\delta \mathbf{f}^b$ 和陀螺仪输出误差 $\delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 的常值分量.

基于传递对准所采用的测量匹配方法, 与上述状态变量一起, 另一些附加状态也可以扩展到系统模型中.

2.2 速度测量方程(Velocity measurement models)

MINS, SIMU在导航坐标系中的真实速度关系可表示为^[3]

$$\mathbf{V}_s^n = \mathbf{V}_m^n + \mathbf{C}_a^n [(\boldsymbol{\omega}_{ia}^a - \boldsymbol{\omega}_{ie}^a) \times \mathbf{r}^a] + \mathbf{C}_a^n \frac{d\mathbf{r}^a}{dt}. \quad (5)$$

在式(5)中, 等式右边的第2项为杆臂效应, 且 $\mathbf{r}^a$ 为SIMU相对MINS的标称杆臂矢量在MINS体坐标系的投影, $\frac{d\mathbf{r}^a}{dt}$ 为由于非刚性机体振动和挠曲运动所引起的相对运动.

考虑到SIMU输出的实际速度包含有SIMU的初始位置、速度和姿态误差以及惯性器件本身的常值偏置和随机误差所引起的速度误差. 因此, SIMU输出的实际速度在导航坐标系中可表示为

$$\tilde{\mathbf{V}}_s^n = \mathbf{V}_m^n + \mathbf{C}_a^n [(\boldsymbol{\omega}_{ia}^a - \boldsymbol{\omega}_{ie}^a) \times \tilde{\mathbf{r}}^a] + \mathbf{C}_a^n \tilde{\mathbf{r}}^a + \delta \mathbf{V}. \quad (6)$$

式中: $\tilde{\mathbf{V}}_s^n$ 表示SIMU输出的实际速度, $\tilde{\mathbf{r}}$ 为SIMU相对MINS的杆臂矢量, 且有 $\tilde{\mathbf{r}} = \mathbf{r} + \delta \mathbf{r}$, $\delta \mathbf{r}$ 为杆臂补偿误差矢量. $\tilde{\mathbf{r}}$ 是由机体振动和挠曲效应引起的MINS, SIMU之间的相对速度, $\delta \mathbf{V}$ 为SIMU的速度误差.

假设 $\mathbf{r}$ 表示标称杆臂矢量, 则杆臂补偿的MINS速度可以用下式来计算

$$\mathbf{V}_m^{\text{comp}} = \mathbf{V}_m^n + \mathbf{C}_a^n [(\boldsymbol{\omega}_{ia}^a - \boldsymbol{\omega}_{ie}^a) \times \mathbf{r}^a]. \quad (7)$$

通过将SIMU速度与经杆臂补偿的MINS速度相减, 则可以得到速度匹配的测量方程

$$\begin{cases} \mathbf{Z}_v = \tilde{\mathbf{V}}_s^n - \mathbf{V}_m^{\text{comp}} = \\ \delta \mathbf{V} + \mathbf{C}_a^n (\boldsymbol{\omega}_{ea}^a \times \delta \mathbf{r}^a) + \mathbf{v}_v, \\ \mathbf{v}_v = \mathbf{C}_a^n \dot{\tilde{\mathbf{r}}}^a. \end{cases} \quad (8)$$

如式(8)所示, 机体振动和挠曲效应导致的速度 $\dot{\mathbf{r}}$ 作为测量噪声存在于速度匹配测量方程中. 因而, 机体振动和挠曲效应是影响对准Kalman滤波器估计性能的主要因素之一.

考虑到将杆臂补偿误差矢量 $\delta \mathbf{r}$ 扩展为对准滤波器系统模型的状态, 会有助于SIMU惯性器件参数的估计和校准. 因此, 采用如下的状态传播方程

$$\delta \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{0}. \quad (9)$$

2.3 姿态测量方程(Attitude measurement models)

在典型的传递对准应用中, 除可以得到速度信息外, 还可获得MINS、SINS的姿态信息. 因此, 自然也希望利用姿态信息作为Kalman滤波器的另一个测量信号源.

由于方向余旋矩阵中包含有姿态信息, 姿态观测测量可通过如下方向余旋矩阵相乘来得到

$$\mathbf{Z}_{\text{obs}}^{\text{att}} = \tilde{\mathbf{C}}_b^n \tilde{\mathbf{C}}_a^b \mathbf{C}_n^a. \quad (10)$$

其中: $\tilde{\mathbf{C}}_b^n$ 为SIMU体坐标系到导航坐标系的估计方向余旋矩阵, $\tilde{\mathbf{C}}_a^b$ 为MINS体坐标系到SIMU体坐标系的估计方向余旋矩阵.

假设估计导航坐标系相对真实导航坐标系的姿态失准角 φ 为小角度, 则有

$$\tilde{C}_b^n = (I - [\varphi \times])C_b^n. \quad (11)$$

矩阵 $[\varphi \times]$ 是由 $\varphi = [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma]^T$ 构成的反对称矩阵, 即有

$$\varphi \times = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\gamma & \delta\beta \\ \delta\gamma & 0 & -\delta\alpha \\ -\delta\beta & \delta\alpha & 0 \end{bmatrix}. \quad (12)$$

又假设MINS体坐标系到SIMU体坐标系的姿态误差角 ζ 为小角度, 则 $\tilde{C}_a^b$ 可表示为

$$\tilde{C}_a^b = (I - [\zeta \times])C_a^b. \quad (13)$$

将式(11)、(13)代入式(10), 且忽略误差角乘积项, 整理可得

$$\begin{aligned} Z_{\text{obs}}^{\text{att}} &= \tilde{C}_b^n \tilde{C}_a^b C_n^a = \\ (I - [\varphi \times])C_b^n (I - [\zeta \times])C_a^b C_n^a &\approx \\ I - [\varphi \times] - C_b^n [\zeta \times] C_n^a &\approx \\ I - [\varphi \times] - [(C_b^n \zeta) \times]. \end{aligned} \quad (14)$$

提取式(14)中与 φ 相关的元素, 且写成矢量形式, 则可得如下姿态匹配测量方程

$$Z_{\text{meas}}^{\text{att}} = \begin{bmatrix} Z_{\text{obs}}^{\text{att}}(2, 3) \\ Z_{\text{obs}}^{\text{att}}(3, 1) \\ Z_{\text{obs}}^{\text{att}}(1, 2) \end{bmatrix} = \varphi + \tilde{C}_b^n \zeta + v_\varphi. \quad (15)$$

式中 v_φ 为引入的姿态测量噪声. 如式(15)所示, 通过引入MINS与SIMU姿态差的观测量, 飞机只要存在任何方向的机动运动, 都将使得姿态失准角可观测. 如飞机的横滚机动为偏航和纵摇失准角提供了可观测, 而俯仰机动为偏航和横滚失准角提供了可观测.

为了在对准Kalman滤波器中实现姿态测量, 需对MINS, SIMU体坐标系间的姿态失准角 ζ 进行建模, 并扩展到Kalman滤波器的状态变量中. 考虑 ζ 主要由机械安装误差、机体振动和挠曲效应等因素所引起, ζ 可采用如下模型来表示

$$\zeta = \zeta_{\text{stat}} + \zeta_{\text{flex}} + \zeta_{\text{vib}}. \quad (16)$$

其中: ζ_{stat} 表示 ζ 中的由机械安装误差所导致的固定部分, ζ_{flex} 表示由机体挠曲效应引起的大幅值低频部分, ζ_{vib} 表示由机体振动所引起的低幅值高频部分. 兼顾kalman滤波器的鲁棒性和计算量适当的因素, ζ_{stat} 可视为随机常量, ζ_{flex} 视为随机游走, 而 ζ_{vib} 视为高斯白噪声. 因此, 新增加的状态变量为

$$\dot{\zeta}_{\text{stat}} = 0, \quad (17)$$

$$\dot{\zeta}_{\text{flex}} = \eta_\zeta. \quad (18)$$

其中: $\eta_\zeta \sim N(0, Q_F)$, $\zeta_{\text{vib}} \sim N(0, Q_v)$, 而 Q_F , Q_v 可通过对机体振动和挠曲效应的分析来确定.

由相关文献[1~3]可知, MINS、SIMU之间的机体振动和挠曲效应所引起的姿态失准角呈时变特征, 因而将影响着姿态匹配传递对准滤波器的估计性能.

基于方程式(1)~(4)(8)(9)(15)(17)和(18), 就可以实现速度+姿态匹配的传递对准算法. 而速度+姿态匹配对准滤波器的系统方程和测量方程可表示成如下形式

$$\begin{aligned} \dot{X} &= FX + GW, \\ Y &= HX + V. \end{aligned} \quad (19)$$

其中:

$$\begin{aligned} X &= [\delta V^T \ \varphi^T \ \varepsilon_a^T \ \varepsilon_g^T \ \zeta_{\text{stat}}^T \ \zeta_{\text{flex}}^T \ \delta r^T]^T, \\ F &= \begin{bmatrix} -[(2\omega_{\text{ie}}^n + \omega_{\text{en}}^n) \times] & \tilde{C}_b^n [\tilde{f}^b \times] & \tilde{C}_b^n & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 9} \\ 0_{3 \times 3} & -[\omega_{\text{in}}^n \times] & \tilde{C}_b^n & -\tilde{C}_b^n & 0_{3 \times 9} \\ 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 9} \end{bmatrix}, \\ G &= [\tilde{C}_b^n \ -\tilde{C}_b^n \ 0_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3} \ I_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3}]^T, \\ H &= \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_a^n (\omega_{\text{ea}}^a \times) \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \tilde{C}_b^n & \tilde{C}_b^n & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

其中 W , V 分别为系统噪声和测量噪声.

3 SIMU 测量的小波消噪算法(Wavelet denoising algorithm for SIMU measurements)

如前所述, SIMU测量信号中的噪声成分(如机体振动和挠曲效应)是影响传递对准性能的重要因素之一, 且噪声对SIMU原始输出信号的作用随惯性器件的频带大小而变化. 如果能将噪声从SIMU测量信号中分离出来, 以提高SIMU测量的信噪比, 会有助于传递对准性能的改善.

3.1 SIMU原始测量的频谱特征(Spectrum characteristic of SIMU raw measurements)

依据SIMU测量噪声频带分布的不同, SIMU测量噪声成分可大致划分为低频噪声成分和高频噪声成分[8~10]. 其中低频噪声成分主要包括加速度计的常值偏置、陀螺仪的常值漂移等. 高频噪声成分包括机体振动和挠曲效应、白噪声和其它干扰. 其中机体振动和挠曲效应所导致的姿态误差呈时变特征, 且由于其频谱与飞机真实轨迹动态频谱相混叠[2~5], 因而影响着传递对准性能的提高. 图1显示了SIMU输出信号中不同成分的频带分布示意图.

加速度计的常值偏置和陀螺仪的常值漂移等随时间的推移而形成长期误差, 然而, 如式(3)(4)所示, 可以通过建模将它们作为状态变量包括在Kalman

滤波器中,并在传递对准的同时对其进行估计和补偿.对于由高频噪声形成的短期误差,INS机理所涉及的积分运算具有一定的抑制作用.但对于与SIMU输出信号中的有效成分频带相重叠的高频噪声(如机体振动和挠曲效应),仅凭通常的滤波技术(如最优低通滤波器)很难获得较好的消噪效果.

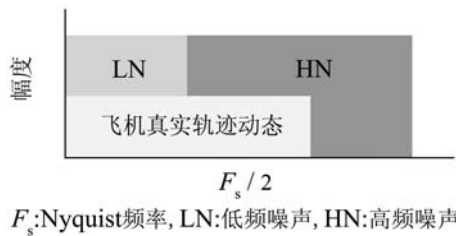


图1 SIMU原始测量频谱分布示意图

Fig. 1 Conceptual plot of the spectrum of SIMU raw measurement

3.2 基于小波的串级滤波算法(Wavelet based cascade denoising algorithm)

通过以上SIMU测量信号中的各种噪声特征的分析可知,在应用通常的滤波技术对SIMU测量信号进

行消噪时,只能使有效信号与噪声的频带重叠部分尽可能地减小,而当它们的频谱重叠时,这种方法就无能为力了.基于小波变换的非线性滤波却完全不同的,在小波消噪方法中,谱可以重叠,但谱的幅度(而不是谱的位置)要尽可能不同.在小波变换域,可通过对小波系数进行切割、缩小幅度等非线性处理,以达到消除噪声的目的^[8~12].如上所述,要提高现有传递对准算法的性能,关键在于消除或衰减其频带与SIMU原始输出信号中的有效成分频带相重叠的噪声部分(如机体振动和挠曲效应).为此,下面将采用一种基于小波技术的串级滤波算法^[12],更有效地消除噪声和提高SIMU输出信号的信噪比,以达到改善SIMU传递对准性能的目的.

如图2所示,基于小波技术的串级滤波算法由小波多尺度分解和小波阈值消噪两部分构成.即首先通过基于小波最优多尺度分解的低通滤波处理,抑制SIMU测量信号中频率高于飞机真实轨迹动态的噪声成分.然后,采用小波阈值消噪技术衰减与飞机真实动态频谱相重叠的噪声(如图3所示).

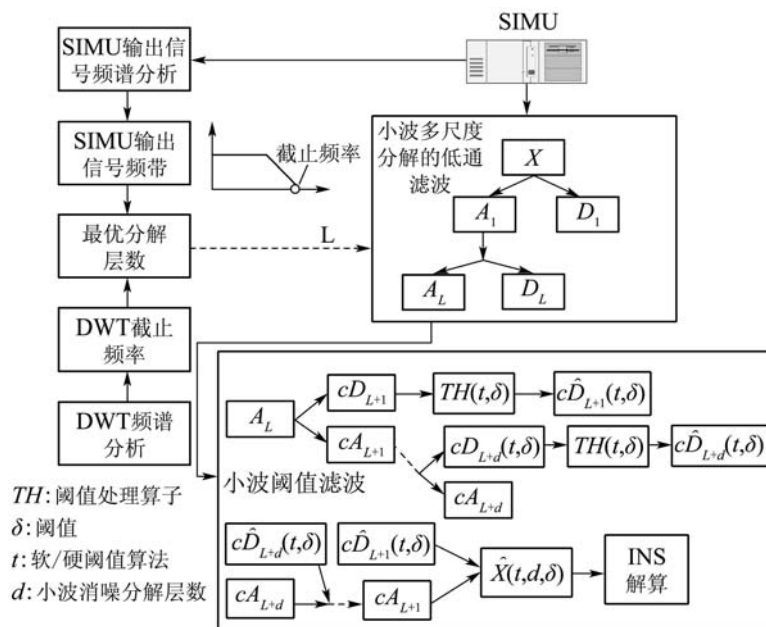


图2 小波串级消噪算法框图

Fig. 2 Wavelet cascade denoising algorithm

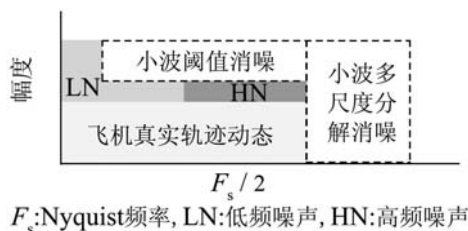


图3 小波串级消噪示意图

Fig. 3 Conceptual plot of wavelet cascade denoising

就小波分解尺度而言, SIMU每一传感器测量信号的小波分解最优尺度,应保证不会对飞机真实轨迹动态信息造成损失.因此, SIMU每个传感器测量信号小波分解的最优尺度(L),可根据SIMU每个传感器对飞机真实轨迹动态的响应频带和小波多尺度分解的低通滤波截止频率来确定,即首先确定小波多尺度分解每层所对应的低通滤波器截止频率(如表1所示).其次,通过对飞机

典型机动条件下的SIMU输出信号频谱分析,可以得到SIMU的每一传感器测量信号的最大频带(如表 2 所示). 最后比较表1和表2就可以得到小波最优分解尺度, 即小波最优分解尺度所对应的低通滤波器截止频率应略高于SIMU每个传感器对飞机真实轨迹动态的最大响应频率(如表3所示). 而在小波阈值消噪阶段, 一般小波消噪层次(d)不超过3, 否则可能会对飞机真实轨迹动态的高频成分造成明显的损失, 从而影响机载传感器系统的校准性能.

表 1 小波多级分解与其相应的截止频率

Table 1 Relationship between cut-off frequency and decomposition level

分解尺度	$DL = 1$	$DL = 2$	$DL = 3$	$DL = 4$
截止频率 $F_s = 200 \text{ Hz}$	64	32	16	8
截止频率 $F_s = 100 \text{ Hz}$	32	16	8	4

表 2 SIMU典型输出信号频带

Table 2 Bandwidth of true motion dynamic

	加速度计			陀螺仪		
	α_x	α_y	α_z	ω_x	ω_y	ω_z
频带/Hz	<5	<5	<5	<10	<10	<10

表 3 SIMU输出信号小波最优分解尺度

Table 3 Optimal decomposition level for SIMU measurements

	α_x	α_y	α_z	ω_x	ω_y	ω_z
频带/分解尺度	5	5	5	10	10	10
$F_s=200 \text{ Hz}$	4	4	4	3	3	3
频带/分解尺度	5	5	5	10	10	10
$F_s=100 \text{ Hz}$	3	3	3	2	2	2

4 仿真研究(Simulation)

4.1 仿真条件(Simulation conditions)

在如下的仿真研究中, 将对速度匹配(V)、速度+姿态匹配(V&ATT)以及采用小波消噪预处理的速度+姿态匹配3种算法进行对比研究. 每种传递对准算法的性能评估都是在C形机动方式条件下进行的. 这种C形机动方式由数个连续的直线段和水平协同转弯段(coordinated turn)所构成. 飞机速度在机动期间调整到200 m/s, 飞机机动轨迹的姿态角变化如图4所示. SIMU相对MINS的姿态失准

角的初始值分别设置为偏航、纵摇失准角为 1.0° , 横摇失准角为 0.5° . SIMU的器件误差项及相关参数数值如表 4 所示, 且假设MINS惯性器件输出是无误差的. 为了评估每种传递对准算法在振动环境下的性能, 机翼挠曲效应的线运动和角运动效应分别采用3阶马尔可夫过程和2阶马尔可夫过程来表征^[3, 7].

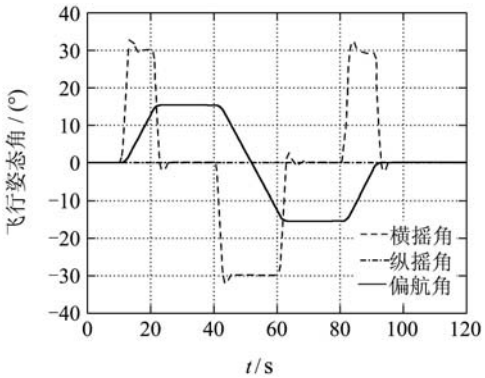


图 4 飞机机动轨迹姿态图

Fig. 4 An aircraft maneuver profile with pitch, roll and yaw changes

表 4 SIMU惯性器件误差参数

Table 4 List of SIMU errors

SIMU误差	加速度计		陀螺仪	
	常值偏置	随机噪声	常值漂移	随机噪声
参数值	200 μg	50 $\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$	1.0 $^\circ/\text{h}$	1.8 $^\circ/(\text{h} \cdot \sqrt{\text{Hz}})$

MINS的加速度和角速度数据是根据飞机C形机动时的运动轨迹而生成. SIMU的加速度和角速度数据是在MINS的加速度和角速度数据的基础上, 再附加SIMU相对MINS的姿态失准角、SIMU器件误差、MINS与SIMU之间的杆臂效应和挠曲效应而构成. 在采用小波消噪预处理的传递对准算法时, SIMU的数据首先按表 3 所示的分解尺度进行小波多尺度分解. 其次, 对分解处理后的数据再进行层次为 $d = 1$ 的小波阈值消噪处理. 而整个小波消噪预处理均采用Daubechies族的“DB8”. 传递对准仿真时, 导航坐标系采用当地地理坐标系(local geographic frame), 且速度和姿态匹配分别采用1 Hz和20 Hz的测量更新频率.

此外, 考虑到SIMU原始输出信号经小波预处理后, 机翼振动和挠曲效应引起的噪声得到了一定的衰减. 因此, 结合小波预滤波的速度+姿态匹

配算法将采用如下模型来描述姿态失准角 ζ :

$$\dot{\zeta} = 0. \tag{20}$$

4.2 仿真结果(Simulation results)

表5列出了每种匹配方法30次仿真的姿态失准角 φ 的估计误差平均值,图5显示了3种匹配方法一次仿真的姿态失准角估计误差曲线图.如图5所示,在飞机直线飞行阶段(第10 s以前),借助于重力加速度,3种匹配算法的横摇角和纵摇角估计误差迅速减小.而偏航角估计误差只是在飞机航向发生变化时(大约第10 s至20 s之间),才迅速下降.但相对速度匹配而言,速度+姿态匹配对姿态角估计的收敛速度更快和估计精度更高.此外采用姿态匹配的优点还表现在对SIMU的陀螺仪常值漂移的估计上.

表5 3种传递对准算法的性能比较

Table 5 Performance comparison for three transfer alignment algorithms

	横摇角/ (mrad)	纵摇角/ (mrad)	偏航角/ (mrad)	平均 改进
V	0.8412	0.7216	0.9216	—
V&ATT	0.2649	0.4383	0.6587	—
V&ATT(小波消噪)	0.1723	0.2236	0.3965	—
改进/(%)	35	48	39	40

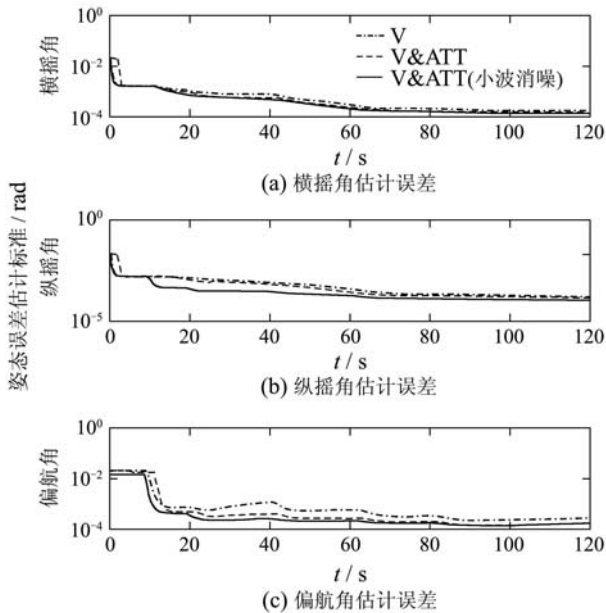


图5 3种传递对准算法的姿态角估计误差曲线图
Fig. 5 Kalman filter standard deviation estimates of attitude error for three transfer alignment algorithms

如图6所示,相对速度匹配而言,速度+姿态匹配对陀螺仪常值漂移估计的收敛速度大大加快,

因而整个传递对准完成的时间也大大缩短,这也是速度+姿态匹配具有快速传递对准的特征.

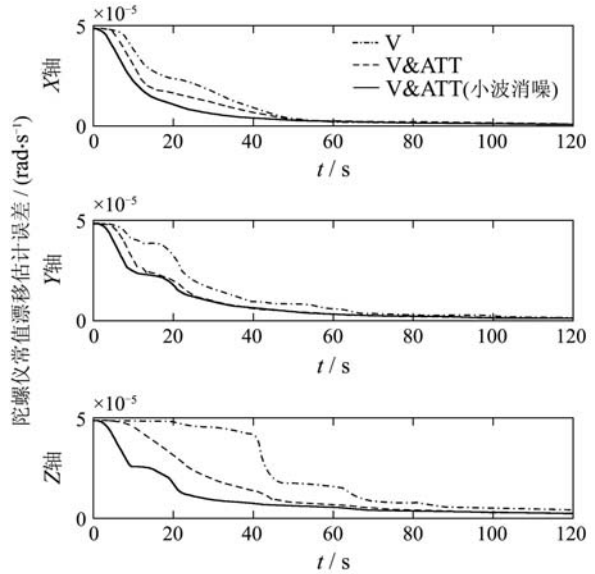


图6 陀螺仪常值漂移估计误差曲线图
Fig. 6 Kalman filter standard deviation estimates of gyroscope drift error for three transfer alignment algorithms

另一方面,采用小波消噪预处理的速度+姿态匹配在姿态失准角估计性能上的改进更为明显,相对未采用所提小波串级滤波算法的传递对准而言,姿态角估计误差平均降低约40%(如表5所示).

5 结论(Conclusions)

上述研究表明:

- 1) 所提的速度+姿态匹配方法不仅表现出快速传递对准的特点,而且可以改善SIMU陀螺仪常值漂移的估计性能.
- 2) 小波串级滤波算法对整个SIMU测量频带内的噪声具有有效的消噪能力,特别是对与飞机真实轨迹动态频谱相混叠的噪声成分(如机体振动和挠曲效应)表现出良好的衰减效果.
- 3) 在机体振动和挠曲效应的环境下,通过小波串级滤波算法对SIMU输出信号的消噪预处理,可以提高机载传感器的SIMU输出信噪比,有助于机载传感器的SIMU传递对准性能的进一步改善.

参考文献(References):

[1] KAISER J, BECK G, BERNING S, et al. Vital advanced inertial network[C] //Proceedings of IEEE 1998 Position Location and Navigation Symposium. Palm Springs: IEEE Press, 1998: 61 – 68.
[2] GROVES P D, HADDOCK J C. An all-purpose rapid transfer alignment algorithm set[C] //Proceedings of the 2001 National Technical Meeting of the Institute of Navigation. Long Beach: ION, 2001: 160 – 171.

- [3] SUN C Y, DENG Z L. Transfer alignment for harmonization of airborne sensors[C] // *Proceedings of 7th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Chongqing: IEEE Press, 2008: 5004 – 5008.
- [4] SPALDING K. An efficient rapid transfer alignment filter[C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Hilton Head Island: AIAA, 1992: 1276 – 1286.
- [5] EL-SHEIMY N, NASSAR S, NOURELDIN A. Wavelet de-noising for IMU alignment[J]. *Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2004, 19(10): 32 – 39.
- [6] REINER J. In-flight transfer-alignment using aircraft-to-wing stiffness estimation[C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. San Diego: AIAA, 1996: 237 – 245.
- [7] KAIN J, CLOUTIER J. Rapid transfer alignment for tactical weapon applications [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Boston: AIAA, 1989: 1290 – 1300.
- [8] NASSAR S, EL-SHEIMY N. Wavelet analysis for improving INS and INS/DGPS navigation accuracy[J]. *The Journal of Navigation*, 2005, 58(1): 119 – 134.
- [9] 徐丽娜, 邓正隆. 小波分析应用于陀螺仪漂移测试信号分析的研究[J]. 中国惯性技术学报, 2003, 11(1): 49 – 52.
(XU Lina, DENG Zhenglong. Application of wavelet analysis in measured signal analysis of gyro drift[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2003, 11(1): 49 – 52.)
- [10] 张传斌, 邓正隆. 激光陀螺信号的小波滤波方法研究[J]. 电子学报, 2004, 32(1): 125 – 127.
(ZHANG Chuanbin, DENG Zhenglong. Study on wavelet filtering for signal of ring laser gyro[J]. *Acta Electronica Sinica*, 2004, 32(1): 125 – 127.)
- [11] 李翔, 丁振良, 袁峰. 基于小波变换的多分辨率分布式滤波[J]. 控制理论与应用, 2006, 23(2): 275 – 278.
(LI Xiang, DING Zhenliang, YUAN Feng. Distributed filtering techniques of multiresolution multisensor based on wavelet transform[J]. *Control Theory & Applications*, 2006, 23(2): 275 – 278.)
- [12] CHIANG K W, HOU H, NIU X, et al. Improving the positioning accuracy of DGPS/MEMS IMU integrated systems utilizing cascade de-noising algorithm[C] // *ION GNSS 17th international technical meeting of the satellite division*. Long Beach: ION, 2004: 809–818.

作者简介:

孙昌跃 (1962—), 男, 高级工程师, 目前研究方向为非线性系统控制、自适应控制、非线性估计算法及应用, E-mail: cysun@hnust.cn;

邓正隆 (1939—), 男, 哈尔滨工业大学控制科学与工程系教授、博士生导师, 研究方向为惯性技术、小波滤波、多传感器融合。