

姿态匹配传递对准的日。滤波器设计

顾冬晴, 秦永元

(西北工业大学自动化学院, 陕西西安 710072)

摘要: 姿态匹配传递对准对机翼弹性变形很敏感, 若机翼弹性变形建模不当, 将造成姿态匹配传递对准卡尔曼滤波性能的恶化。由于H滤波对系统的不确定性干扰具有很强的鲁棒性, 因此本文将机翼的弹性变形视为姿态匹配传递对准中量测的不确定性干扰, 并且设计了姿态匹配传递对准的H滤波器。仿真结果表明, 在不对机翼弹性变形进行建模的情况下, 姿态匹配传递对准的H滤波器能在十多秒钟的时间内完成传递对准, 并且传递对准精度可达5'。

关键词: 传递对准; 姿态匹配; H滤波器

中图分类号: V666.1 文献标识码: A 文章编号: 1009-3516(2005)02-0032-04

姿态匹配传递对准对机翼弹性变形较敏感。若机翼弹性变形建模不准, 则姿态匹配传递对准的卡尔曼滤波性能将会恶化。由于 H_∞ 滤波对外部干扰具有很强的鲁棒性, 且无需确知外部干扰的分布规律和统计特性。因此, 可以将机翼的弹性变形视为姿态匹配传递对准中量测的不确定性干扰, 并且采用 H_∞ 滤波方法进行姿态匹配传递对准。与采用传统的卡尔曼滤波方法相比, 采用 H_∞ 滤波方法进行姿态匹配传递对准, 可不必考虑对机翼弹性变形(包括机翼挠曲变形和机翼颤振变形)进行建模且能够保证滤波具有一定的精度。因此若采用 H_∞ 滤波进行姿态匹配传递对准, 可省去对机翼弹性变形建模所需花费的工作量和成本。本文设计了姿态匹配传递对准的 H_∞ 滤波器, 并且通过数值仿真验证了在不对机翼弹性变形进行建模的情况下, 姿态匹配传递对准的 H_∞ 滤波器能在10多秒钟的时间内完成传递对准, 并且传递对准精度可达5'。

1 H_∞ 滤波算法

设线性时变系统的状态空间模型为

$$\begin{aligned} X_{k+1} &= \Phi_k X_k + W_k \\ Z_k &= H_k X_k + V_k \end{aligned} \quad k=0, 1, \dots \quad (1)$$

式中: X_k 为系统的状态向量; Z_k 为系统的量测向量; Φ_k 为状态的一步转移矩阵; H_k 为系统量测矩阵; W_k 为系统状态噪声; V_k 为系统量测噪声。 Φ_k 、 H_k 为已知矩阵, 而系统状态向量初值 X_0 以及 V_k 为未知信号, W_k 、 V_k 互不相关, 且 W_k 为零均值 Gauss 白噪声, 即 $E[W_k] = 0$, $E[W_k W_j^T] = Q_k \delta_{kj}$ 。

现要利用量测向量对系统状态向量进行估计, 假设利用从0时刻到k时刻的量测向量对 X_k 的估计可以表示为 $\hat{X}_{0/k} = F(Z_0, Z_1, \dots, Z_k)$ 。那么估计误差 \tilde{X}_k 就可以描述为

$$\tilde{X}_k = \hat{X}_{k/k} - X_k \quad (2)$$

W_k 的统计特性已知, 而 V_k 为未知信号且直接对系统状态 X_k 进行估计时, H_∞ 次优滤波问题可描述为: 给定一个常数 $\gamma > 0$, 寻求 H_∞ 次优估计策略 $\hat{X}_{k/k} = F_f(Z_0, Z_1, \dots, Z_k)$ 使得 $\|T_k(F)\|_\infty < \gamma$ 成立, 即寻求次优估计策略保证下式成立。

收稿日期: 2004-09-22

基金项目: 军队科研基金资助项目

作者简介: 顾冬晴(1980-), 男, 上海市人, 博士生, 主要从事惯性导航与容错组合导航系统研究;

秦永元(1946-), 男, 江苏常熟市人, 教授, 博士生导师, 主要从事惯性导航与容错组合导航系统研究。

$$\sup_{X_0, W, V \in h_2} \frac{\sum_{i=0}^k |\tilde{X}_{i/i}|^2}{(X_0 - \hat{X}_0)^T \Pi_0^{-1} (X_0 - \hat{X}_0) + \sum_{i=0}^k W_i^T Q_i^{-1} W_i + \sum_{i=0}^k |V_i|^2} < \gamma^2 \quad (3)$$

式中, Π_0 为反映 X_0 的初始假设 \hat{X}_0 与真实值 X_0 接近程度的正定矩阵。针对式(1)所示系统,对于给定的常数 $\gamma > 0$,式(3)所述的 H_∞ 次优滤波问题有解的充分必要条件为^[1]

$$P_j^{-1} + H_j^T H_j - \gamma^2 I > 0, \quad j = 0, 1, \dots, k \quad (4)$$

且 H_∞ 次优滤波问题的解,即 H_∞ 次优滤波方程为

$$R_{e,j} = \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & -\gamma^2 I \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} H_j \\ I_j \end{bmatrix} P_j \begin{bmatrix} H_j^T & I_j^T \end{bmatrix} \quad (5a)$$

$$R_{j+1} = \Phi_j P_j \Phi_j^T + Q_k - \Phi_j P_j \begin{bmatrix} H_j^T & I_j^T \end{bmatrix} R_{e,j}^{-1} \begin{bmatrix} H_j \\ I_j \end{bmatrix} P_j \Phi_j^T \quad (5b)$$

$$K_{j+1} = P_{j+1} H_{j+1}^T (I + H_{j+1} P_{j+1} H_{j+1}^T)^{-1} \quad (5c)$$

$$\hat{X}_{j+1/j+1} = \Phi_j \hat{X}_{j/j} + K_{j+1} (Z_{j+1} - H_{j+1} \Phi_j \hat{X}_{j/j}) \quad (5d)$$

式中: $j = 1, 2, \dots, k$; 初始值 \hat{X}_0 任意给定, $P_0 = \Pi_0$ 。

2 姿态匹配传递对准的状态空间模型

取载机的机体坐标系为 b_m , 弹体坐标系为 b_s , 导航坐标系为 n 。设主惯导输出的载机姿态矩阵为 $\hat{C}_{b_m}^n$, 子惯导输出的弹体姿态矩阵为 $\hat{C}_{b_s}^n$, 已知的弹体安装坐标系 b_f 与弹体水平坐标系 b_n 之间的变换矩阵为 $C_{b_n}^n$ (即弹体安装矩阵), 则姿态匹配量测阵为

$$Z_{DCM} = \begin{bmatrix} 1 & -Z_z & Z_y \\ Z_z & 1 & -Z_x \\ -Z_y & Z_x & 1 \end{bmatrix} = \hat{C}_{b_m}^n C_{b_f}^{b_n} \hat{C}_{b_s}^{nT} = \hat{C}_{b_m}^n C_{b_f}^{b_n} \hat{C}_n^{b_s} \quad (6)$$

则姿态匹配传递对准的量测向量 $Z = [Z_x \quad Z_y \quad Z_z]^T$ 可以表述为如下形式

$$Z = \varphi^n - C_{b_m}^n C_{b_f}^{b_n} \mu^{b_f} - C_{b_m}^n \lambda_f^{b_m} - C_{b_m}^n \lambda_v^{b_m} - \varphi_m^n \quad (7)$$

式中, φ^n 为子惯导的姿态误差角向量; μ^{b_f} 为弹体的安装误差角向量; $\lambda_f^{b_m}, \lambda_v^{b_m}$ 分别为机翼挠曲变形角向量和机翼颤振变形角向量, 分别可用二阶模型和白噪声模型描述^[2]; φ_m^n 为主惯导的姿态误差角向量, 可用白噪声模型描述。现令姿态匹配传递对准的量测噪声 \tilde{V}_θ 为

$$\tilde{V}_\theta = -C_{b_m}^n \lambda_f^{b_m} - C_{b_m}^n \lambda_v^{b_m} - \varphi_m^n \quad (8)$$

并且将 \tilde{V}_θ 视为系统的未知量测噪声信号。

取姿态匹配传递对准的状态向量为 $X = [\varphi^{nT} \quad \varepsilon_b^{b_s T} \quad \mu^{b_f T}]^T$, $\varepsilon_b^{b_s}$ 为子惯导陀螺常值漂移。则系统的状态空间模型为

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} -(\omega_{in}^n \times) & -C_{b_s}^n & 0_{3 \times 9} \\ & 0_{6 \times 15} & \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} -C_{b_s}^n \varepsilon_w^{b_s} \\ 0_{6 \times 1} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$Z = [I_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 3} \quad -C_{b_m}^n C_{b_f}^{b_n}] X + \tilde{V}_\theta \quad (10)$$

式中, $\varepsilon_w^{b_s}$ 为弹载子惯导陀螺量测白噪声; \tilde{V}_θ 为未知的量测噪声信号。

3 仿真分析

在姿态匹配传递对准过程中载机需在横侧向平面内进行机动飞行, 为此本文设计了右盘旋机动方式, 作为姿态匹配传递对准 H_∞ 次优滤波仿真的载机运动轨迹。

设载机地速在航迹坐标系 t 中的投影为 $V_{em}^t = [V_{emx}^t \quad V_{emy}^t \quad V_{emz}^t]^T$, 载机加速度在 t 系中的投影为 $a_m^t =$

$[a_{mx}^t \ a_{my}^t \ a_{mz}^t]^T$ 。载机右盘旋机动轨迹描述如下:载机右盘旋机动过程经历 20 s,在整个机动过程中载机保持切向速度 $V_{emy}^t = 240 \text{ m/s}$ 不变,并且载机飞行高度保持不变;在 0~1 s 时间段内,载机以常值横滚角速度 $\gamma = 71.57^\circ/\text{s}$ 右倾;在 1~12 s 时间段内,载机以恒定的向心加速度 $a_{mx}^t = 3g$,恒定的航向角速度 $\psi = a_{mx}^t / V_{emy}^t = 3 \text{ g}/(240 \text{ rad/s})$,进行右转弯(协调转弯);在 12~13 s 时间段内,载机以常值横滚角速度 $\gamma = -71.57^\circ/\text{s}$ 左倾;在 13~20 s 时间段内,载机恢复平飞状态,以 $V_{emy}^t = 240 \text{ m/s}$ 的速度进行匀速平飞。载机右盘旋机动的轨迹如图 1 所示。

当载机进行右盘旋机动时,机翼伴有挠曲变形和颤振变形。机翼颤振变形由高斯白噪声模型产生,机翼颤振变形角的标准差为 $2.4'$ 。机翼挠曲变形由二阶模型产生,机翼挠曲变形角如图 2 所示。

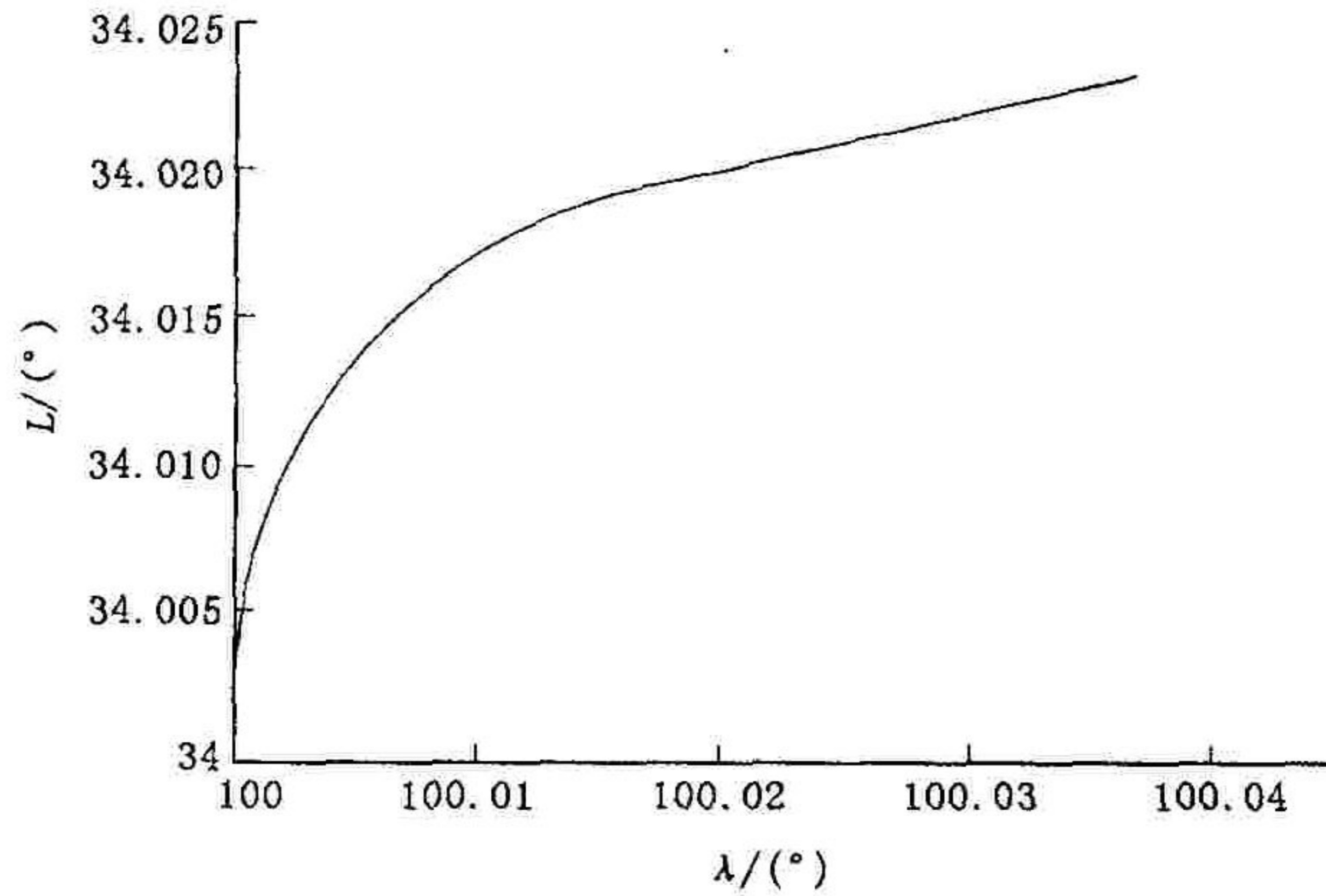


图 1 载机右盘旋机动轨迹

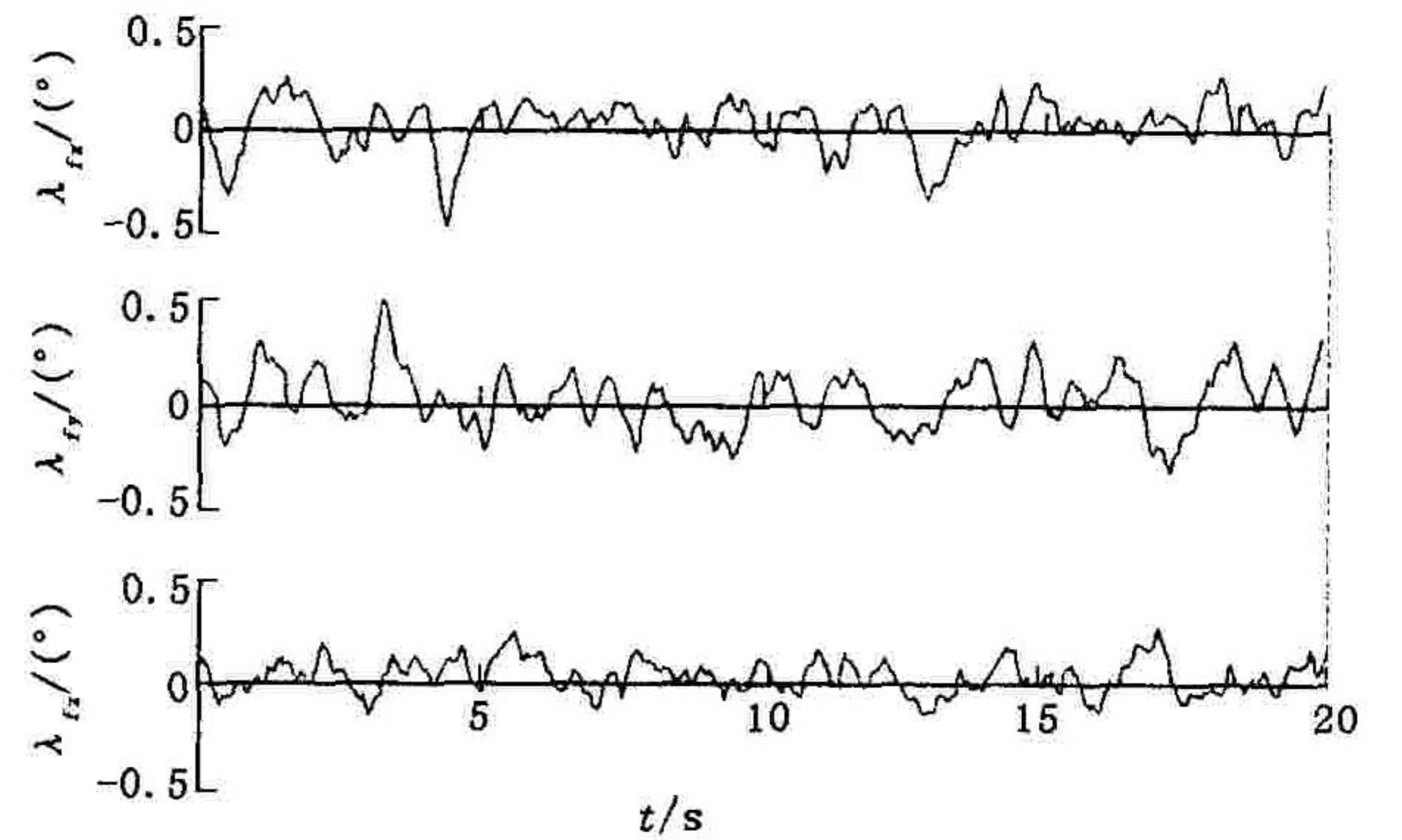


图 2 机翼挠曲变形角

在进行姿态匹配传递对准 H_∞ 次优滤波仿真时,主惯导和子惯导的误差参数,以及弹体安装误差角和子惯导姿态误差、速度误差初值设置如下:

主惯导误差参数:姿态误差角 φ_m^n 噪声方差阵 $R_{\varphi_m} = (1')^2 I_{3 \times 3}$ 。

子惯导误差参数:陀螺常值漂移 $1^\circ/\text{h}$;陀螺随机游走系数 $0.1^\circ/\text{h}^2$;加速度计常值偏置误差 $1 \times 10^{-3} g$;加速度计量测噪声标准差 $1 \times 10^{-4} g$ 。

弹体安装误差角: $\mu^{br} = [0.3^\circ \ 0.3^\circ \ 0.3^\circ]^T$ 。

子惯导姿态误差角初值: $\varphi^n(0) = [0.5^\circ \ 0.5^\circ \ 0.5^\circ]^T$ 。

在进行姿态匹配传递对准 H_∞ 滤波仿真时,假设在滤波时不对机翼弹性变形进行建模,姿态匹配量测向量中包含未知的量测噪声(机翼挠曲变形角、机翼颤振变形角和主惯导姿态误差角)。针对式(9)、(10)所示姿态匹配传递对准状态空间模型,本文在进行 H_∞ 滤波仿真的同时,还在相同的仿真条件及载机机动轨迹下进行了卡尔曼滤波^[3](由于仿真时假设在滤波时不对机翼弹性变形进行建模,故卡尔曼滤波的量测噪声方差阵仅取为主惯导姿态误差角方差阵),以便于进行比较。仿真时滤波周期取为 50 ms、取 $\gamma = 50$,仿真结果如图 3 所示,图中实线为 H_∞ 滤波仿真结果,点划线为卡尔曼滤波仿真结果。

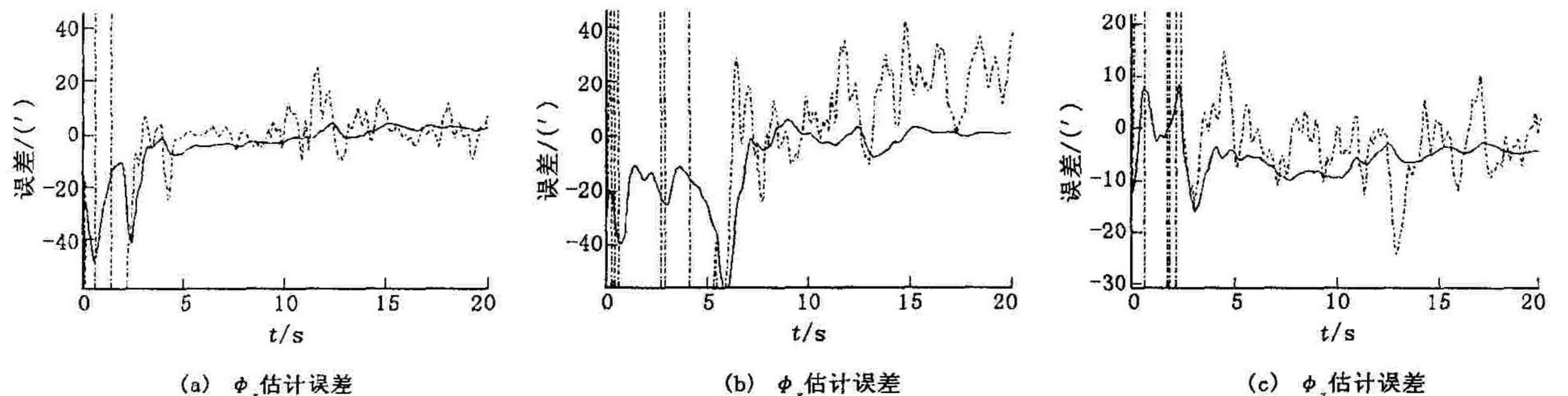


图 3 仿真结果

由图 3 所示的姿态匹配传递对准仿真结果知: H_∞ 滤波 15 s 后 3 个方向上的姿态误差角估计误差小于 $5'$,而采用卡尔曼滤波在仿真结束时 3 个方向上的姿态误差角估计误差仍为数十个角分。由此可见,当姿态

匹配量测向量中含有未知噪声时,采用卡尔曼滤波无法完成传递对准,而由于 H_∞ 滤波对系统噪声的变化具有良好的鲁棒性能,因而仍可在 10 多秒钟内完成传递对准,且对准精度达到 5'。

参考文献:

- [1] Hassibi B, Sayed A H, Kailath T. Linear Estimation in Krein Spaces - Part II: Application[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1996, 41(1): 34 - 49.
- [2] 俞济祥. 惯性导航系统各种传递对准方法讨论[J]. 航空学报, 1988, 9(5): 211 - 217.
- [3] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社. 1998.

(编辑: 门向生)

Design of H_∞ Filter for Attitude Matching Transfer Alignment

GU Dong - qing, QIN Yong - yuan

(Department of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China)

Abstract: The attitude matching transfer alignment is sensitive to the wing flexibility. If the model of the wing flexibility is fault, the Kalman filter performance of the attitude matching transfer alignment should be deteriorated. The H_∞ filter is robust to the uncertain disturbance of the system. In this paper, the H_∞ filter for the attitude matching transfer alignment is designed and the wing flexibility is considered as the uncertain disturbance measured in the attitude matching transfer alignment. Simulation results show that the H_∞ filter for the attitude matching transfer alignment can accomplish the transfer alignment within about ten seconds and the accuracy of the transfer alignment can be less than five angular minutes without the model of the wing flexibility.

Key Words: transfer alignment; attitude matching; H_∞ filter

(上接第3页)

The Integrated Diagnosis Technique for the New Operational Aircraft

of American and the Enlightenment to us

PAN Quan¹, JING Xiao-jing^{1,2}, CHEN Yun-xiang²

(1. Automation College, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China; 2. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract: The integrated fault diagnosis is an important technique and a development trend of implementing the reliability, maintainability and indemnificatory of material facility. This paper analyzes the architecture and the supporting techniques of integrated fault diagnosis investigated in the development of the new generation of operational aircraft in America. The problems need to be researched and solved for implementing the integrated diagnosis at the present time are also discussed. The problems to be researched and solved in our development of new operational aircraft are proposed.

Key Words: fault diagnosis; integrated diagnosis; autonomous logistics; artificial intelligence