

卡尔曼预测及姿态补偿算法研究及在机载天线 稳定跟踪系统扰动隔离应用

罗珊, 唐猛, 李忠平

(西南交通大学 机械工程学院机电测控系, 成都 610031)

摘要: 在机载天线稳定跟踪系统进行目标卫星捕获跟踪的过程中, 载体飞机本身所具有的位置变化和姿态变化的动态性能增强天线跟踪系统工作的灵活性和机动性, 但也容易发生由于载体扰动造成的目标跟踪失效; 针对目前广泛应用的捷联式稳定跟踪平台, 提出了一种隔离载体扰动的融合算法, 利用卡尔曼滤波对天线载体的位置进行预测, 提前补偿了飞机线运动对稳定跟踪精度的扰动, 并给出了方位、俯仰速率陀螺仪构成反馈速度环的姿态补偿算法, 建立了以算法为基础的仿真模型; 仿真结果表明, 该算法模型下的跟踪值更接近于目标卫星的真实值, 载体飞机的位置和姿态扰动被有效隔离。

关键词: 机载天线稳定跟踪系统; 载体扰动; 卡尔曼; 速率陀螺仪; 补偿算法

Study of Algorithm Based on Kalman filter and Attitude Compensation and Its Application in Insulating Carrier Turbulence of Airborne Antenna Tracking System

Luo Shan, Tang Meng, Li Zhongping

(Institute of Technology, School of Mechanical Engineering, Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China)

Abstract: In the process of Airborne Antenna Tracking System capturing and tracking the target satellite, the dynamic performance of the carrier itself which can change the position and attitude would help enhance the flexibility of antenna tracking system, but also it may cause tracking fail due to the carrier turbulence. It brings forward a fusion algorithm to isolate the carrier turbulence of commonly used strap-down stabilized tracking platform, estimating the carrier location of next time using Kalman filter to pre-compensate the disturbance for tracking accuracy caused by line movement of carrier, advancing the attitude compensation algorithm using speed feedback loop of azimuth rate gyroscope and pitch rate gyroscope, establishing the simulation model based on the fusion algorithm. The simulation result confirmed the tracking value of this algorithm accurately approaching the true value of target satellite without disturbed by the position and attitude movement of the carrier.

Keywords: airborne antenna tracking system; carrier turbulence; Kalman filter; rate gyroscope; attitude compensation

0 引言

将天线置于飞机、坦克及舰船等具有动态特性环境下对目标卫星进行捕获或跟踪能增强天线跟踪系统工作的灵活性和机动性, 在卫星电视接收、车船用移动卫星通讯、公安消防以及抢险救灾等野外作业的领域中得到广泛应用。卫星捕获就是确定天线阵面的视轴是否指向目标卫星; 卫星跟踪就是根据目标卫星、搭载体的位置及姿态的运动来实时调整相应伺服控制装置的运动, 从而实现稳定跟踪的目的。

对于机载天线稳定跟踪系统而言, 由于目标卫星的位置运动信息可由上位机给出, 卫星稳定跟踪过程中的主要扰动来自于搭载体飞机的位置及姿态运动。考虑到高性价比和安装维护简便, 对机载天线稳定跟踪系统的技术解决方法选择“数学解析平台”的捷联式现已得到广泛应用。在捷联式稳定跟踪系统

中, 若要保证稳定跟踪的精确性和平稳性, 一方面要提前预测飞机位置运动, 即由飞机历史轨迹的一系列采样点来估计其运动规律, 利用当前的采样值来预测飞机下一秒的位置, 根据飞机位移通过坐标转换提出位移补偿算法; 另一方面要针对飞机姿态变化, 提出姿态补偿算法。

文献[1]对比了采用光电编码器和速率陀螺仪分别作为速率反馈元件构成速度反馈环的系统跟踪特性; 文献[2]在隔离飞机线运动干扰时, 需要直接获取飞机在任意时刻所处的经度、纬度和高度信息; 文献[3]仅仅考虑了利用卡尔曼滤波的递推估计能力对目标位置进行预测。但在实际应用中, 位置预测的目的是为了更好地对中天线并隔离扰动, 基于此, 本文针对机载天线稳定跟踪系统的载体扰动问题提出了一种融合算法, 其核心在于: 利用卡尔曼滤波对天线载体的位置进行预测, 提前补偿飞机线运动对稳定跟踪精度的扰动, 并作为输入项结合由两个方位、俯仰速率陀螺仪构成反馈速度环的姿态补偿模型, 从而使得跟踪性能提高, 扰动得以隔离, 最后仿真验证了该融合算法的正确性。

1 机载天线稳定跟踪系统载体扰动问题

本文研究的天线伺服驱动机械机构采用两轴方位-俯仰型

收稿日期: 2015-10-29; 修回日期: 2015-12-14。

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金创新项目(SWJTU11CX024)。

作者简介: 罗珊(1991-), 女, 四川南充人, 硕士生, 主要从事电机驱动控制方向的研究。

转台式座驾，其中方位运动和俯仰运动相互独立。由于直线运动由平行四边形机构与俯仰运动联动，且该直线运动仅影响天线阵面对中目标卫星的面积，故在仅考虑天线阵面视轴对中目标卫星精度的前提下，只需要隔离天线伺服驱动系统在方位和俯仰两个方向受到的载体扰动。

如图 1 所示，当 k 时刻时，载体飞机坐标系为 $O_k X_k Y_k Z_k$ ，此时为保证天线阵面视轴对准目标卫星需控制天线阵面的指向为 $\overrightarrow{P_k \hat{S}}$ 。当 $k+1$ 时刻时，飞机的线运动使载体矢量中心由 O_k 点运动到 O_{k+1} 点，飞机自身姿态的变化使载体坐标系变为 $O_{k+1} X_{k+1} Y_{k+1} Z_{k+1}$ ，此时需控制天线阵面的指向为 $\overrightarrow{P_{k+1} \hat{S}}$ 。

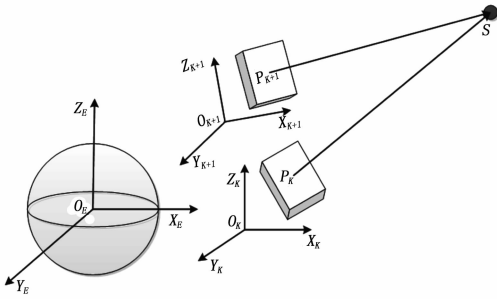


图 1 机载天线对中机制

使用卡尔曼预测和姿态补偿的融合算法，首先利用 k 时刻已知的位置信息 O_k 通过卡尔曼预测到 $k+1$ 时刻载体的位置 O_{k+1} 并间接得到此时天线的位置 P_{k+1} ，则可求得将天线阵面的视轴指向由 $\overrightarrow{P_k \hat{S}}$ 调整为 $\overrightarrow{P_{k+1} \hat{S}}$ 所需要的俯仰角 $\Delta\theta$ 和方位角 $\Delta\varphi$ ，以隔离载体线运动的扰动。再利用速率陀螺仪采集方位角速度信息 ω_{ω} 和俯仰角速度信息 ω_{ω_p} 构成速度环，反馈补偿 k 时刻到 $k+1$ 时刻的载体姿态扰动。

2 算法介绍

2.1 基于 Kalman 预测的载体线运动隔离算法

Kalman 预测的算法原理来源于投影定理^[4]，它采用递推原理对一系列带有过程噪声和观测噪声的输入量处理得到各参数的实际值。在本研究中，可采用 Kalman 预测由历史数据预测未来飞机的线运动状态从而实现稳定跟踪的目的。

移动载体飞机系统可看成一个无控制项的离散系统，故其状态方程可由一个线性随机微分方程来描述：

$$\mathbf{X}(n) = \phi \mathbf{X}(n-1) + \omega(n-1) \quad (1)$$

其中： $\mathbf{X}(n), \mathbf{X}(n-1) \in \mathbf{R}^n$ 分别为 $n, n-1$ 时刻的系统状态向量， $\phi \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为把 $n-1$ 时刻的状态转移到 n 时刻的状态的系统转移矩阵； $\omega(n-1) \in \mathbf{R}^n$ 为 $n-1$ 时刻的系统模型过程噪声向量；再加上系统的测量值可得到此系统的观测方程：

$$\mathbf{z}(n) = \mathbf{H} \cdot \mathbf{X}(n) + \mathbf{v}(n) \quad (2)$$

其中： $\mathbf{z}(n) \in \mathbf{R}^m$ 为 n 时刻的观测向量，且有 $m \leq n$ ； $\mathbf{H} \in \mathbf{R}^{m \times n}$ 为已知观测矩阵； $\mathbf{v}(n) \in \mathbf{R}^m$ 为 n 时刻的观测噪声向量。通常情况下，模型过程噪声 ω 和观测噪声 v 均为高斯白噪声且互不相关，过程噪声的协方差为 \mathbf{Q}_k ，观测噪声的协方差为 \mathbf{R}_k 。

如图 1 所示，以地心为原点，指向北极点的方向为 Z 轴正方向，赤道平面为 XY 轴平面建立地球坐标系，飞机的绝对位置 O_k 和 O_{k+1} 可在地球坐标系中表示出来。为降低运算复杂度，将三坐标系的卡尔曼预估器分开设计，从而将三维跟踪简化为一维跟踪。

在一维 X 方向建立卡尔曼预估器，设 $x_1(n)$ 为 n 时刻飞机矢量中心在 X_E 方向上的位移， $x_2(n)$ 为速率， $x_3(n)$ 为加速度，则 n 时刻系统状态向量为：

$$\mathbf{X}(n) = \begin{bmatrix} x_1(n) \\ x_2(n) \\ x_3(n) \end{bmatrix} \quad (3)$$

则系统状态方程中 $\phi = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{T^2}{2} \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ ，其中 T 为采样时间；而系统观测方程中系统测量值为 $z(n) = x_1(n)$ ，故有 $\mathbf{H} = [1 \ 0 \ 0]$ 。

Kalman 预估总体分为两个步骤：时间更新和状态更新。首先对系统向量进行时间更新，利用下列算式由 $n-1$ 时刻的系统状态值 $\hat{\mathbf{X}}_{n-1}$ 更新出 n 时刻系统状态中间值 $\hat{\mathbf{X}}_n$ ：

$$\hat{\mathbf{X}}_n = \phi \hat{\mathbf{X}}_{n-1} \quad (4)$$

再由 $n-1$ 时刻的系统协方差 \mathbf{P}_{n-1} 及系统过程噪声的协方差 \mathbf{Q}_{n-1} 更新出 n 时刻的协方差中间值 \mathbf{P}_n ：

$$\mathbf{P}_n = \phi \cdot \mathbf{P}_{n-1} \cdot \phi^T + \mathbf{Q}_{n-1} \quad (5)$$

完成时间更新得到系统状态向量及协方差的中间值后，需考虑系统测量噪声的影响得出相应的 Kalman 增益 G_n 用于状态更新：

$$G_n = \frac{\mathbf{P}_n \cdot \mathbf{H}^T}{\mathbf{H} \cdot \mathbf{P}_n \cdot \mathbf{H}^T + \mathbf{R}_{n-1}} \quad (6)$$

结合时间更新后的 n 时刻系统状态向量中间值 $\hat{\mathbf{X}}_n$ 、 n 时刻的 Kalman 增益 G_n 及 n 时刻的系统观测值 $z(n)$ ，便可以通过状态更新得到 n 时刻的系统状态向量最优预测值：

$$\hat{\mathbf{X}}_n = \hat{\mathbf{X}}_n + G_n \cdot [z(n) - \mathbf{H} \cdot \hat{\mathbf{X}}_n] \quad (7)$$

为使 Kalman 预测器能不断运行下去直到系统过程结束，需要不断更新协方差向量使该算法能自回归地运算下去，故根据下式可得到 n 时刻的协方差向量 \mathbf{P}_n ：

$$\mathbf{P}_n = [\mathbf{I} - G_n \cdot \mathbf{H}] \cdot \mathbf{P}_n \quad (8)$$

飞机的绝对位置可由上述 Kalman 预估算法得出： $\mathbf{O}_k = [x_{ok} \ y_{ok} \ z_{ok}]$ ； $\mathbf{O}_{k+1} = [x_{ok+1} \ y_{ok+1} \ z_{ok+1}]$ ；由于天线安装在飞机上固定位置，故根据实际情况由天线飞机相对位置 \overrightarrow{OP} 可求得相应的天线矢量中心绝对位置：

$$\mathbf{P}_k = [x_{pk} \ y_{pk} \ z_{pk}]，\mathbf{P}_{k+1} = [x_{pk+1} \ y_{pk+1} \ z_{pk+1}]$$

若目标卫星 $\mathbf{S} = [x_s \ y_s \ z_s]$ ，它可由上位机给出卫星在地理坐标系中的坐标，即大地经度、纬度、高变换而来^[5]，则两时刻天线对中的视轴方向分别为：

$$\overrightarrow{P_k \hat{S}} = [x_s - x_{pk} \ y_s - y_{pk} \ z_s - z_{pk}] = [r \sin \theta_k \cos \varphi_k \ r \sin \theta_k \sin \varphi_k \ r \cos \theta_k] \quad (9)$$

$$\overrightarrow{P_{k+1} \hat{S}} = [x_s - x_{pk+1} \ y_s - y_{pk+1} \ z_s - z_{pk+1}] = [r \sin \theta_{k+1} \cos \varphi_{k+1} \ r \sin \theta_{k+1} \sin \varphi_{k+1} \ r \cos \theta_{k+1}] \quad (10)$$

故为隔离飞机线运动扰动，保证天线阵面视轴始终指向目标阵面卫星，需要分别将俯仰角和方位角调整 $\Delta\theta$ 和 $\Delta\varphi$ ： $\Delta\theta = \theta_{k+1} - \theta_k$ ； $\Delta\varphi = \varphi_{k+1} - \varphi_k$ 。

2.2 载体姿态扰动隔离算法

为隔离飞机姿态改变的扰动，在天线的方位旋转底盘上安装单轴速率陀螺仪以采集天线方位框架和飞机合成的相对于惯

性空间的角速度 ω_{xa} , 在天线的俯仰天线板面上安装另一个单轴速率陀螺仪以采集天线俯仰框架、方位框架及飞机三者合成的相对于惯性空间的角速度 ω_{zp} 。

假设飞机姿态改变的角速度在载体坐标系 $OX_cY_cZ_c$ 中的分量分别为 $\omega_{xc}, \omega_{yc}, \omega_{zc}$, 天线伺服驱动控制的方位电机和俯仰电机的补偿角速度分别为 $\hat{\theta}_a$ 和 $\hat{\theta}_p$ 。

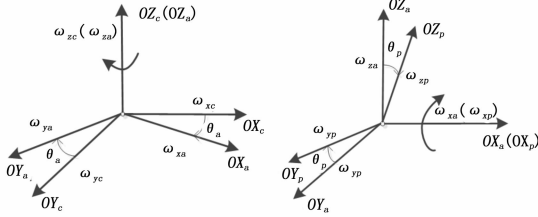


图 2 $OX_cY_cZ_c \rightarrow OX_aY_aZ_a \rightarrow OX_pY_pZ_p$ 坐标转换示意图

如图 2 所示, 经过载体坐标系 $OX_cY_cZ_c$ 、天线方位平面坐标系 $OX_aY_aZ_a$ 、天线俯仰平面坐标系 $OX_pY_pZ_p$ 的坐标转换后, 飞机姿态改变的角速度耦合到俯仰坐标系上的三分量为 $\omega_{xp}, \omega_{yp}, \omega_{zp}$:

$$\begin{cases} \omega_{xp} = \omega_{xa} = \omega_{xc} \cos\theta_a + \omega_{yc} \sin\theta_a \\ \omega_{yp} = -\omega_{xc} \sin\theta_a \cos\theta_p + \omega_{yc} \cos\theta_a \cos\theta_p + \omega_{zc} \sin\theta_p \\ \omega_{zp} = \omega_{xc} \sin\theta_a \sin\theta_p - \omega_{yc} \cos\theta_a \sin\theta_p + \omega_{zc} \cos\theta_p \end{cases} \quad (11)$$

由于方位电机和俯仰电机分别安装在方位框架和俯仰阵面上, 故两电机回路产生的角速度耦合到俯仰坐标系上的三分量分别为 $\omega'_{xp}, \omega'_{yp}, \omega'_{zp}$:

$$\begin{cases} \omega'_{xp} = \hat{\theta}_p \\ \omega'_{yp} = \hat{\theta}_a \sin\theta_p \\ \omega'_{zp} = \hat{\theta}_a \cos\theta_p \end{cases} \quad (12)$$

则将飞机姿态改变的角速度和电机回路产生的角速度均耦合到俯仰坐标系中所得到的系统角速度分量为:

$$\begin{cases} \omega_x = \omega'_{xp} + \omega_{xp} \\ \omega_z = \omega'_{zp} + \omega_{zp} \end{cases} \quad (13)$$

根据 2.1 中 Kalman 预估可知, 为保证天线阵面视轴始终指向卫星需要分别将俯仰角和方位角调整 $\Delta\theta$ 和 $\Delta\varphi$, 将该角度转换到俯仰坐标系中则有:

$$\begin{cases} \overline{\omega_x} = \Delta\dot{\theta} \\ \overline{\omega_y} = \Delta\dot{\varphi} \cdot \sin(\Delta\theta) \\ \overline{\omega_z} = \Delta\dot{\varphi} \cdot \cos(\Delta\theta) \end{cases} \quad (14)$$

故为隔离天线姿态变化对跟踪精度的扰动, 需满足:

$$\begin{cases} \overline{\omega_x} = \omega_x \\ \overline{\omega_z} = \omega_z \end{cases} \quad (15)$$

将式 (11), (12), (13), (14) 带入式 (15) 中, 可得到载体姿态扰动隔离算法 (16):

$$\begin{cases} \hat{\theta}_p = \Delta\dot{\theta} - \omega_{xa} \\ \hat{\theta}_a = \frac{\Delta\dot{\varphi} \cdot \cos\Delta\theta - \omega_{zp}}{\cos\theta_p} \end{cases} \quad (16)$$

据上述算法可知, 为同时隔离载体飞机线运动和姿态改变对天线对中系统稳定跟踪的精度扰动, 设计了一种将 kalman 预估器作为输入, 结合两个单轴速率陀螺仪构成速率反馈环的融合算法, 其流程如图 3 所示。

3 仿真验证及结果分析

为了验证该算法的可行性, 在 Matlab 中建立了算法的仿

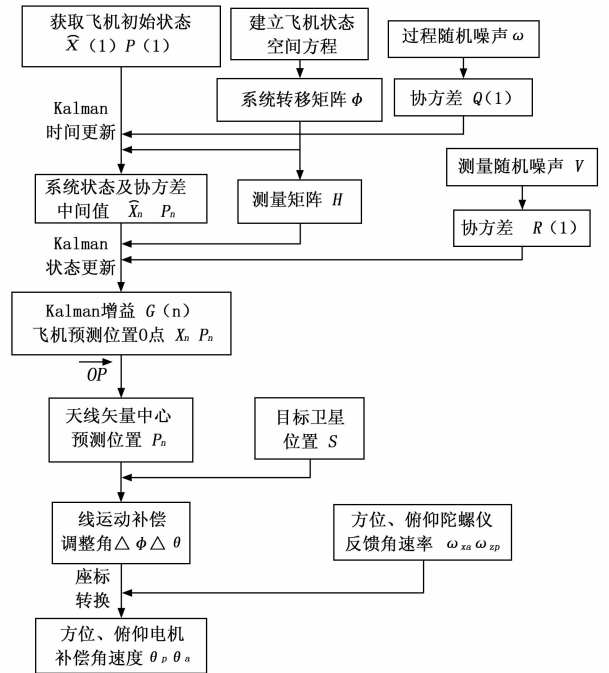


图 3 融合算法流程示意图

真模型并试验。本文将三坐标系的卡尔曼预估器分开设计, 假设飞机矢量中心在 X_E 方向上的位置是 15, 速度是 5, 加速度是 1, 即 X_E 方向卡尔曼预估器的初始系统状态向量是: $X(1) = [15 \ 5 \ 1]^T$, 初始最优化估计向量是: $\hat{X}(1) = [0 \ 0 \ 0]^T$, 初始最优化估计协方差是: $P(1) = \text{zeros}(3)$, 过程噪声协方差为: $Q(1) = \text{eye}(3)$, 测量噪声协方差为 $R(1) = 0.1$, 且本系统的测量周期为 $T = 1$ 。根据 2.1 中的算法步骤及上述初始数据可以建立起该算法在 Matlab 中的模型, 其仿真结果如图 4 所示。

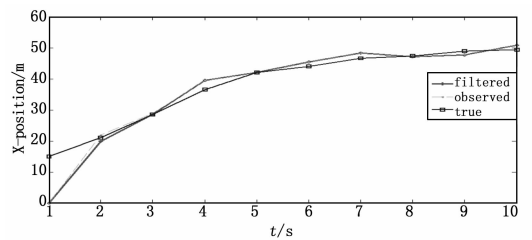


图 4 X_E 方向位置预测

由图 4 可看出, 该仿真曲线的轨迹随着时间推移趋于收敛, 即通过卡尔曼滤波算法预测的预测值能很好地贴合真实值。

为对比测量值和预测值与真实值的偏差程度, 将 $y-x$ (测量值-真实值) 和 $s-x$ (预测值-真实值) 作为随变量生成仿真模拟曲线, 结果如图 5 所示。

为进一步分析卡尔曼预测算法的性能, 对比预测值-真实值偏差和测量值-真实值偏差的离散程度, 分别求出不同时间段 $s-x$ 和 $y-x$ 的协方根 $rms(s-x)$ 和 $rms(y-x)$, 其结果如表 1 所示。

由图 5 和表 1 可看出, 随着时间的推移预测曲线与测量曲