

# 基于 UKF 算法的高机动机载平台多普勒频移估计

余怀瑾<sup>1,†</sup> 依那<sup>2</sup> 蒋伟<sup>2</sup> 杨峰<sup>3</sup>

1. 95696 部队, 重庆 401329; 2. 北京大学信息科学技术学院, 北京 100871; 3. 空军工程大学信息与导航学院, 西安 710077;

† 通信作者, E-mail: yhj716haha@163.com

**摘要** 针对卫星通信在高机动状态下非线性较强, 会引起较大多普勒频移的问题, 提出利用无迹卡尔曼滤波(unscented Kalman Filter, UKF)算法进行多普勒频移估计。依据高机动飞行器飞行特点, 建立直线和圆周运动中的UKF多普勒频移估计模型, 并进行仿真分析。结果表明, 在卫星通信信道模型中, UKF算法能够对高机动机载平台进行更精确的频率估计, 实用性更强。

**关键词** 高机动; 多普勒频移; 无迹卡尔曼滤波; 卫星通信

**中图分类号** TN927

## Doppler Frequency Shift Estimation on High-Maneuver Airborne Platform Based on UKF

YU Huaijin<sup>1,†</sup>, YI Na<sup>2</sup>, JIANG Wei<sup>2</sup>, YANG Feng<sup>3</sup>

1. The 95696 Troops, Chongqing 401329; 2. School of Electronics Engineering and Computer Science, Peking University, Beijing 100871; 3. Institute of Information and Navigation, Air Force Engineering University, Xi'an 710077;

† Corresponding author, E-mail: yhj716haha@163.com

**Abstract** Aimed to strong nonlinearity on high-maneuvering state and huge Doppler frequency shift of satellite communication, unscented Kalman Filter algorithm was proposed to estimate Doppler frequency shift. UKF Doppler frequency shift estimation models in straight and circle motion were built according to the flight feature of hypersonic aircraft, and models were simulated and analyzed. The result indicates that UKF algorithm estimates more precisely of frequency on high-maneuver airborne platform in satellite communication channel model, which proves the stronger practicability of proposed algorithm.

**Key words** high-maneuver; Doppler frequency shift; Kalman Filter; satellite communication

未来战场的空中打击主要依靠高度和速度取胜。高超音速飞行器是高机动机载平台的主要力量, 引领空天武器发展新趋势。高超音速机载平台是指飞行速度大于 5 马赫, 能在 20~100 km 的临近空间进行中远程飞行的高超音速飞行器提供的通信平台。为了满足高超音速飞行所需的大容量、超视距、保密、抗干扰通信功能, 机载卫星通信设备将被大幅度改进并广泛使用。由于高超音速飞行器要在战场上执行侦查、打击、躲闪等任务, 因此飞行器会有直行、爬升、盘旋、翻滚等战术动作, 在此

过程中, 飞行器的速度、加速度, 甚至加加速度很大, 造成通信信号的严重多普勒频移。在通信系统中, 过大的多普勒频移会使载波捕获及后续的数据解调性能变差, 因此需要对高超音速运动下的多普勒频移进行估计。对于非线性运动状态的频率估计, 常用的方法有扩展卡尔曼滤波(extended Kalman Filter, EKF)算法和无迹卡尔曼滤波(unscented Kalman Filter, UKF)算法。

文献[1-2]根据几个简单的运动模型, 对高动态载体的多普勒变化趋势进行理论仿真。文献[3-5]

在变高速直线运动模型中, 利用 EKF 或 UKF 算法, 分别进行多普勒频移估计, 其中, 文献[5]将 UKF 算法应用于直线高动态 GNSS 软件接收机的载波跟踪。很少有研究针对盘旋、翻滚等运动状态下的频移估计以及滤波算法的性能分析。本文分别利用 EKF 和 UKF, 对各运动模型进行多普勒频移估计, 并根据仿真结果, 对比分析 UKF 算法在各种高机动飞行中的性能。

## 1 滤波算法原理

### 1.1 EKF 算法

对于非线性系统, EKF 算法是应用最广泛的滤波方法, 其核心思想是将非线性函数展开成泰勒级数, 并略去高阶项, 从而得到近似线性化的模型, 然后应用标准卡尔曼滤波算法进行估计。

建立非线性系统模型如下:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{W}_k, \\ \mathbf{z}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{V}_k, \end{cases} \quad (1)$$

其中,  $\mathbf{x}_k$  为  $k$  时刻的状态向量,  $\mathbf{z}_k$  为  $k$  时刻的观测向量,  $\mathbf{f}$  和  $\mathbf{h}$  分别为系统向量函数与观测向量函数,  $\mathbf{W}_k$  和  $\mathbf{V}_k$  分别为系统过程噪声和观测噪声。为了便于数据处理, 设  $\mathbf{W}_k$  和  $\mathbf{V}_k$  均为零均值高斯白噪声序列。

将非线性函数进行泰勒级数展开时, 求得相应的雅克比矩阵, 即状态转移矩阵  $\phi$  和观测矩阵  $\mathbf{H}$  [6]:

$$\phi = \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}_k} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$\mathbf{H} = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}_k} = \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial h_1}{\partial x_n} \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial h_n}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial h_n}{\partial x_n} \end{bmatrix}. \quad (3)$$

### 1.2 UKF 算法

EKF 算法是最小方差准则下的准最优估计法, 但在实际运用中, 对状态方程或者观测方程进行泰勒级数展开并忽略高阶项时, 会引入线性化误差, 从而导致滤波发散 [7]。此外, 在线性化处理时, 需计算雅克比矩阵, 导致算法的计算复杂度增加, 尤

使其高维复杂模型误差更大。

本文利用 UKF 算法来估计高超音速飞行中的多普勒频移。UKF 算法不需要对非线性函数进行线性化逼近, 没有忽略高阶项, 也不需要计算雅克比矩阵, 因此 UKF 算法具有较高的计算精度和稳定性。UKF 算法的思想是利用无迹变换(unscented transform, UT)来处理均值和协方差的非线性传递问题, 利用估计点附近确定的采样点来近似地估计状态的后验概率密度 [8]。

#### 1.2.1 UT 实现

假设  $\mathbf{x}$  为  $n$  维状态向量, 且已知其均值  $\bar{\mathbf{x}}$  和方差  $\mathbf{P}$ , 计算  $2n+1$  个采样点  $\mathbf{X}$ :

$$\begin{cases} \mathbf{X}_0 = \bar{\mathbf{x}}, \\ \mathbf{X}_j = \bar{\mathbf{x}} + \sqrt{(n+\lambda)\mathbf{P}}_j, j=1, \dots, n, \\ \mathbf{X}_j = \bar{\mathbf{x}} - \sqrt{(n+\lambda)\mathbf{P}}_j, j=n+1, \dots, 2n, \end{cases} \quad (4)$$

其中  $(\sqrt{\mathbf{P}})^T(\sqrt{\mathbf{P}}) = \mathbf{P}$ ,  $(\sqrt{\mathbf{P}})_j$  表示矩阵方根的第  $j$  列;  $\mathbf{X} = [\mathbf{X}_0 \mathbf{X}_1 \dots \mathbf{X}_{2n}]$ 。

计算权值  $\omega^x$  和  $\omega^p$ :

$$\begin{cases} \omega_0^x = \frac{\lambda}{n+\lambda}, \\ \omega_0^p = \frac{\lambda}{n+\lambda} + (1-\alpha^2 + \beta), \\ \omega_j^x = \omega_j^p = \frac{1}{2(n+\lambda)}, j=1, \dots, 2n, \end{cases} \quad (5)$$

其中,  $\omega^x = [\omega_0^x \dots \omega_{2n}^x]$  为均值对应权值;  $\omega^p = [\omega_0^p \dots \omega_{2n}^p]$  为方差对应权值;  $\lambda = \alpha^2(n+\kappa) - n$  是一个缩放比例参数, 用来降低预测误差;  $\kappa$  为自由参数, 用来捕捉给定分布的高阶矩信息 [9], 通常取值为  $\kappa = 3-n$  或  $\kappa = 0$ ;  $\alpha$  控制采样点在均值附近的分布状态, 一般  $10^{-4} \leq \alpha \leq 1$ ;  $\beta$  是一个非负权系数, 调节其值可以提高方差精度。通常, 为确保  $(n+\lambda)\mathbf{P}$  为半正定以及使估计误差较小, 以上参数最优取值为  $\alpha = 0.01, \kappa = 0, \beta = 2^{[10]}$ 。

#### 1.2.2 UKF 算法实现

建立式(1)的非线性模型, 并根据式(4)和(5)求得采样点和相应权值。利用所得采样点及状态方程函数, 得到采样点的一步预测:

$$\mathbf{X}_{k+1k} = \mathbf{f}(\mathbf{X}). \quad (6)$$

利用所得权值经过加权求和, 得到系统状态一

步预测均值与协方差预测中间值:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{X}}_{k+1|k} &= \sum_{j=0}^{2n} \omega_j^x (\mathbf{X}_{k+1|k})_j, \\ \mathbf{P}_{k+1|k} &= \sum_{j=0}^{2n} \omega_j^p \left[ \mathbf{X}_j - (\mathbf{X}_{k+1|k})_j \right] \left[ \mathbf{X}_j - (\mathbf{X}_{k+1|k})_j \right]^T + \mathbf{Q}.\end{aligned}\quad (7)$$

$$(8)$$

为使滤波算法估计误差较小, 根据一步预测值进行第二次 UT 变换, 得到新采样点集  $\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k}$ , 并代入观测方程, 得到观测量的预测值:

$$\mathbf{Z}_{k+1|k} = \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k}). \quad (9)$$

通过加权求和, 得出观测量预测值的均值以及系统预测协方差:

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{Z}}_{k+1|k} = \sum_{j=0}^{2n} \omega_j^x (\mathbf{Z}_{k+1|k})_j, \\ \mathbf{P}_{ZZ} = \sum_{j=0}^{2n} \omega_j^p \left[ (\mathbf{Z}_{k+1|k})_j - \bar{\mathbf{Z}}_{k+1|k} \right] \left[ (\mathbf{Z}_{k+1|k})_j - \bar{\mathbf{Z}}_{k+1|k} \right]^T + \mathbf{R}, \\ \mathbf{P}_{zZ} = \sum_{j=0}^{2n} \omega_j^p \left[ (\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k})_j - \hat{\mathbf{X}}_{k+1|k} \right] \left[ (\mathbf{Z}_{k+1|k})_j - \bar{\mathbf{Z}}_{k+1|k} \right]^T.\end{cases}\quad (10)$$

最后进行系统测量更新:

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \hat{\mathbf{X}}_{k+1|k} + \mathbf{K}(\mathbf{z}_k - \bar{\mathbf{Z}}_{k+1|k}), \\ \mathbf{P} = \mathbf{P}_{k+1|k} - \mathbf{K} \mathbf{P}_{ZZ} \mathbf{K}^T, \\ \mathbf{K} = \mathbf{P}_{zZ} \mathbf{P}_{ZZ}^{-1},\end{cases}\quad (11)$$

其中,  $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}$  为 UKF 状态估计值,  $\mathbf{K}$  为卡尔曼增益矩阵。

## 2 高超音速飞行多普勒频移估计模型

飞行器在临近空间执行任务时, 会进行直行、爬升、盘旋、翻滚等动作, 在此过程中会产生较大的多普勒频移, 其定义式如下:

$$f_d = \frac{f_c}{c} v \cos \gamma, \quad (12)$$

其中,  $f_c$  表示载波频率,  $c$  表示光速,  $v$  表示载体的运动速率,  $\gamma$  表示两处入射波夹角。由于临近空间距地高度远远大于飞行器在采样时间间隔内的位移, 因此夹角  $\gamma$  在仿真中可以忽略, 得到多普勒频移计算式:

$$f_d = \frac{f_c}{c} v. \quad (13)$$

本文以高速巡航和盘旋运动两种运动方式为例, 建立多普勒频移估计理论模型。针对爬升运动和翻滚运动, 分别建立为有竖直方向速度分量的直线运动和竖直方向上的圆周运动, 本文只进行简要分析。

### 2.1 高速巡航状态

飞行器执行高速巡航任务时, 近似为直线运动。假设飞行器初速度为  $v_0$ , 加速度为  $a$ , 二阶加速度为  $a'$ , 忽略高阶项, 得到  $t$  时刻直线运动速度表达式:

$$v = v_0 + at + \frac{1}{2} a' t^2. \quad (14)$$

将式(14)直接代入式(13), 并设置初值, 可得到某一时段内多普勒频移曲线理论值。

接收机所得信号经数据解调, 得到相位过程  $\theta(t)$ , 其定义为多普勒频率的积分形式:

$$\theta(t) = \int_0^t 2\pi f_d(\xi) d\xi. \quad (15)$$

在  $t_0 = 0$  附近对相位进行泰勒级数展开, 并忽略高阶项<sup>[3]</sup>:

$$\begin{aligned}\theta(t) &= \theta_0 + 2\pi \left( ft + \frac{1}{2} f' t^2 + \frac{1}{6} f'' t^3 \right) \\ &= \theta_0 + \omega_0 t + \frac{1}{2} \omega_1 t^2 + \frac{1}{6} \omega_2 t^3,\end{aligned}\quad (16)$$

其中,  $\theta_0$  为初始相位;  $f$  为多普勒频率;  $f'$  为多普勒一阶变化率;  $f''$  为多普勒二阶变化率;  $\omega_0$ ,  $\omega_1$  和  $\omega_2$  为对应角频率, 分别与运动速度、加速度和二阶加速度相关。设状态向量为  $\mathbf{x}^T(k) = [\theta(k), \omega_0(k), \omega_1(k), \omega_2(k)]$ , 令  $\mathbf{L} = [1 \ 0 \ 0]$ , 则有  $\theta(k) = \mathbf{Lx}(k)$ 。可以得到各参数迭代关系为

$$\begin{cases} \theta(k+1) = \theta(k) + \omega_0(k)T + \frac{1}{2} \omega_1(k)T^2 + \frac{1}{6} \omega_2(k)T^3 + \mathbf{v}_1(k), \\ \omega_0(k+1) = \omega_0(k) + \omega_1(k)T + \frac{1}{2} \omega_2(k)T^2 + \mathbf{v}_2(k), \\ \omega_1(k+1) = \omega_1(k) + \omega_2(k)T + \mathbf{v}_3(k), \\ \omega_2(k+1) = \omega_2(k) + \mathbf{v}_4(k).\end{cases}\quad (17)$$

式中,  $T$  为采样周期,  $\mathbf{v}_1$ ,  $\mathbf{v}_2$ ,  $\mathbf{v}_3$  和  $\mathbf{v}_4$  为相互独立且频谱密度为  $N_0$  的零均值白噪声序列。

由此可以得到状态转移矩阵:

$$\phi = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{1}{2}T^2 & \frac{1}{6}T^3 \\ 0 & 1 & T & \frac{1}{2}T^2 \\ 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

并可计算得出四维过程噪声协方差矩阵<sup>[11]</sup>:

$$Q = N_0 T \begin{bmatrix} T^6/252 & T^5/72 & T^4/30 & T^3/24 \\ T^5/72 & T^4/20 & T^3/8 & T^2/6 \\ T^4/30 & T^3/8 & T^2/3 & T/2 \\ T^3/24 & T^2/6 & T/2 & 1 \end{bmatrix}. \quad (19)$$

在接收端, 信号经混频后产生两路调制信号, 忽略信号幅度产生的影响, 可以得到观测方程为

$$z(k) = \begin{bmatrix} \sin \theta(k) \\ \cos \theta(k) \end{bmatrix} + r(k), \quad (20)$$

其中,  $r(k) = \begin{bmatrix} r_1(k) \\ r_2(k) \end{bmatrix}$  是相互独立的零均值高斯变量序列, 噪声均方误差为  $\sigma^2$ , 则观测噪声协方差矩阵  $R = \sigma^2 I$  ( $I$  为单位矩阵)。

### 2.2 爬升运动状态

飞行器的爬升运动在水平和竖直方向皆有运动分量, 如图 1 所示。其中,  $D$  为任意时刻飞行器的位置,  $v_x$  为水平速度分量,  $v_y$  为竖直速度分量。

为便于分析, 假设水平运动分量与高速巡航一致, 竖直分量做爬升率一定的匀加速直线运动, 即

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2}, \quad (21)$$

其中,  $v_x$  和  $v_y$  均按式(14)进行计算, 然后将式(21)代入式(13), 得到爬升状态的多普勒理论曲线。

用速度、加速度及二阶加速度建立状态向量, 则设水平状态向量为  $\mathbf{x}^T(k) = [\omega_0(k), \omega_1(k), \omega_2(k)]$ , 竖直状态向量为  $\mathbf{y}^T(k) = [\gamma_0(k), \gamma_1(k)]$ , 分别建立以下状态转移矩阵和协方差矩阵:

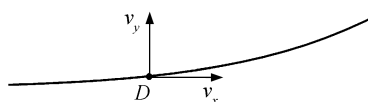


图 1 飞行器爬升运动示意图  
Fig. 1 Climbing motion of aircraft

$$\phi_x = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{1}{2}T^2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (22)$$

$$\phi_y = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (23)$$

$$Q_x = N_0 T \begin{bmatrix} T^4/20 & T^3/8 & T^2/6 \\ T^3/8 & T^2/3 & T/2 \\ T^2/6 & T/2 & 1 \end{bmatrix}, \quad (24)$$

$$Q_y = N_0 T \begin{bmatrix} T^2/3 & T/2 \\ T/2 & 1 \end{bmatrix}. \quad (25)$$

在此状态下, 滤波估计方法与高速巡航状态类似, 因此将各值代入滤波方程后即可得到滤波估计曲线。

### 2.3 盘旋运动状态

飞行器的盘旋运动可比拟为飞行器在临近空间某一平面上的圆周运动, 如图 2 所示。其中,  $S$  为飞行平面,  $A$  为信号发射机,  $C$  为飞行器运动圆周轨迹,  $B$  和  $D$  为飞行轨迹任意两点。由于临近空间高度很大,  $\gamma$  可以忽略, 且  $AD \approx AB$ , 故可将  $A$  投影至运动轨迹上任意一点(此处假设将  $A$  投影至  $B$  点)。根据几何原理可知, 将  $AD$  延长线投影至  $S$  平面上, 近似与  $BD$  延长线重合, 垂线对多普勒频移无影响, 由此转化为求解平面圆周运动的多普勒频率变化。

投影至平面后, 可得到飞行模型, 如图 3 所示。 $B$  点为发射机投影点,  $D$  点为  $t$  时刻飞行器位置,  $v_t$  为该时刻速度矢量,  $v_d$  为速度在  $BD$  方向上的投影, 由  $B$  点产生的多普勒频移只与  $v_d$  有关<sup>[12]</sup>。假设圆周飞行半径为  $r$ , 起始点为  $B$ , 角初速度为  $\Omega_0$ , 角加

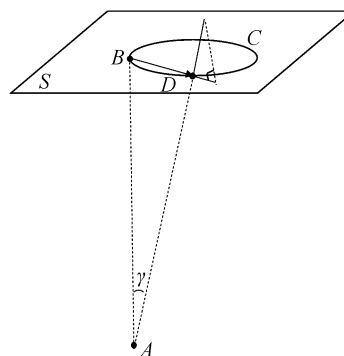


图 2 飞行器盘旋运动示意图  
Fig. 2 Hovering motion of aircraft

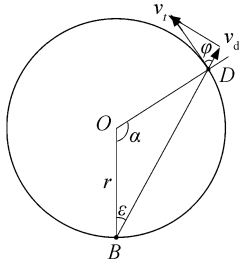


图3 飞行器圆周运动平面示意图  
Fig. 3 Plan of circling motion of aircraft

速度为  $\mu$ ，则  $t$  时刻速度表达式为

$$v_t = r(\Omega_0 + \mu t)。 \quad (26)$$

根据图3的角度关系，可以得到  $\alpha = 2\varphi$ 。由于  $\alpha = \Omega t$ ，则相对速度为

$$v_d = v_t \cos \frac{\alpha}{2} = r(\Omega_0 + \mu t) \cos \frac{\left(\Omega_0 t + \frac{1}{2} \mu t^2\right)}{2}。 \quad (27)$$

将式(27)直接代入式(13)，即可得到  $0 \sim t$  时段内多普勒频移理论曲线。

在此运动状态中，设置状态向量为  $\mathbf{x}^T(k) = [\Omega(k), \mu(k)]$ ，其中， $\Omega(k)$  为  $k$  时刻飞行器角速度， $\mu(k)$  为  $k$  时刻飞行器角加速度，其余环境条件参数与直线运动相同。类似于直线运动状态，可得到状态转移矩阵同式(23)，二维过程噪声协方差矩阵同式(25)。

忽略式(16)的二阶项，可得到相位过程：

$$\theta(t) = \theta_0 + \omega_0 t + \frac{1}{2} \omega_1 t^2。 \quad (28)$$

根据式(13)，可得到速度与多普勒频率的关系，将式(27)求导后得到

$$\begin{cases} \omega_0 = 2\pi r(\Omega_0 + \mu t) \cos \left( \frac{\Omega_0 t + \frac{1}{2} \mu t^2}{2} \right) f_c / c, \\ \omega_1 = C \left( \cos \frac{(\Omega_0 + \mu t)t}{2} \right) \mu - \\ C(\Omega_0 + \mu t) \left( \sin \frac{(\Omega_0 + \mu t)t}{2} \right) \frac{\mu t}{2}, \end{cases} \quad (29)$$

其中， $C = 2\pi r f_c / c$ 。将式(29)代入式(28)，得到相位过程表达式，再根据式(20)得到观测方程。对于 EKF 滤波算法，要进行雅克比行列式的计算，即根据式(3)、(28)和(29)可以得到观测矩阵。

## 2.4 翻滚运动状态

在翻滚运动中，将飞行器视为竖直平面圆周运动，其  $t$  时刻速度表达式同式(26)。飞行器翻滚运动的飞行模型如图4所示。其中，圆形曲线为飞行器飞行轨迹， $A$  点为发射机位置， $A'$  为发射机在圆周上投影点， $B$  点代表飞行器，为圆形轨迹任意点。根据几何原理，可得  $\theta = \alpha + \varphi$ 。由于高机动飞行器在临近空间飞行， $AA'$  和  $AB$  的长度远远大于飞行器运动半径，角度  $\alpha$  可忽略，可以得到  $\theta \approx \varphi$ 。根据图4所示的角度关系，可得到相对速度为

$$v_d = v_t \cos \alpha = r(\Omega_0 + \mu t) \cos \left( \Omega_0 t + \frac{1}{2} \mu t^2 \right)。 \quad (30)$$

将式(30)代入式(13)，即可得  $0 \sim t$  时段内多普勒频移理论曲线。

在竖直平面圆周运动中，也可将状态向量设为  $\mathbf{y}^T(k) = [\Omega(k), \mu(k)]$ ，则  $\Omega$  和  $\mu$  分别为竖直面的飞行角速度和角加速度，此模型的状态转移矩阵与协方差矩阵与盘旋运动模型相同。不同的是，需根据式(17)将式(30)求导后得到

$$\begin{cases} \omega_0 = 2\pi r(\Omega_0 + \mu t) \cos \left( \Omega_0 t + \frac{1}{2} \mu t^2 \right) f_c / c, \\ \omega_1 = C \left( \cos \Omega_0 t + \frac{1}{2} \mu t^2 \right) \mu - \\ C(\Omega_0 + \mu t) \left( \sin \Omega_0 t + \frac{1}{2} \mu t^2 \right) \mu t。 \end{cases} \quad (31)$$

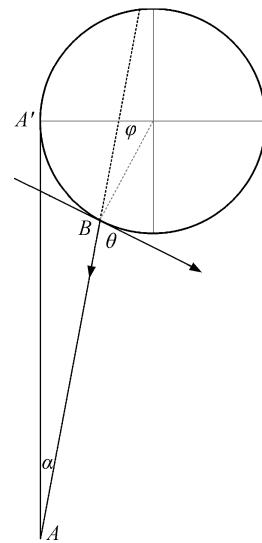


图4 飞行器翻滚圆周运动示意图  
Fig. 4 Rolling motion of aircraft

将式(31)代入相位表达式(式(28)), 并结合式(23)和(25)进行滤波估计, 即可得到多普勒频移滤波估计曲线。

### 3 模型仿真与分析

#### 3.1 直线运动状态

由于在高超音速机载平台上使用 UHF 频段卫星通信设备效果最佳<sup>[13]</sup>, 因此本文采用 800 MHz 的载波频率进行仿真。本文假设飞行器水平初速度  $v_0 = 500 \text{ m/s}$ , 加速度  $a = 20 \text{ m/s}^2$ , 二阶加速度  $a' = 50 \text{ m/s}^3$ 。由于爬升运动为水平和竖直方向分量的合成, 因此假设水平方向运动状态与巡航运动状态相同, 竖直方向爬升率为  $300 \text{ m/s}$ , 竖直初速度为  $v_y = 0$ , 采样时间  $t = 0.1 \text{ s}$ , 在 5 秒内仿真多普勒频率变化。利用 Matlab 7.0 建模, 仿真结果如图 5~8 所示。

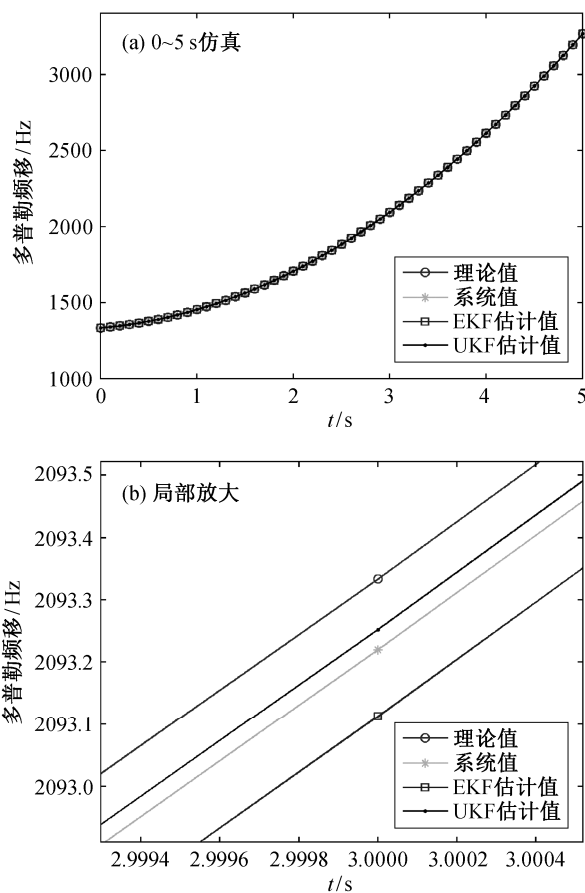


图 5 巡航运动多普勒频移理论值与估计值比较  
Fig. 5 Comparison curves between Doppler frequency shift and each value in cruising motion

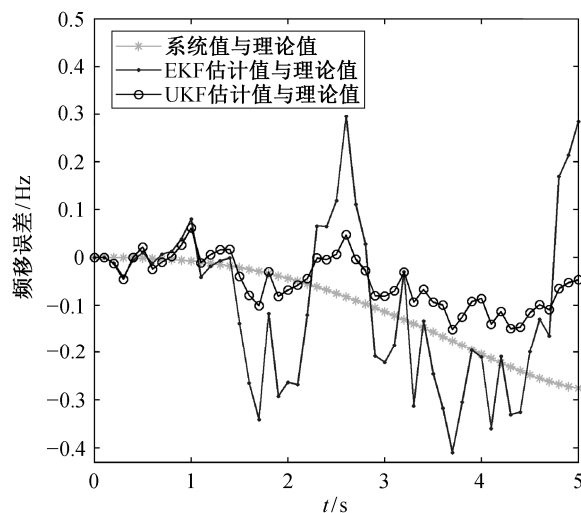


图 6 巡航状态滤波估计算法与理论值误差比较  
Fig. 6 Comparison of errors between filter estimation algorithms and theoretical value in cruising motion

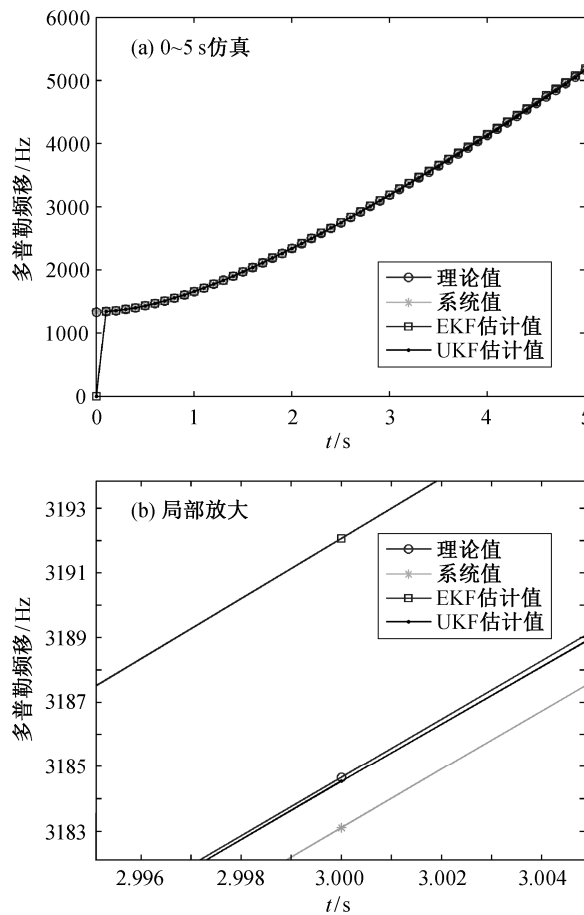


图 7 爬升运动多普勒频移理论值与估计值比较  
Fig. 7 Comparison curves between Doppler frequency shift and each value in climbing motion

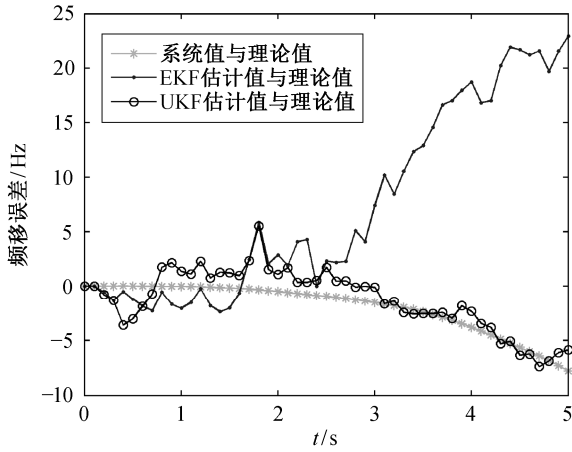


图 8 爬升运动滤波估计算法与理论值误差比较  
Fig. 8 Comparison of errors between filter estimation algorithms and theoretical value in climbing motion

在直线运动中，模型可以很好地线性化，因此 EKF 与 UKF 对直线运动的总体估计效果较好，误差较小，如图 5 和 7 所示。由于 EKF 算法在计算过程中忽略了泰勒展开高阶项，导致计算精度和稳定度降低，因此 EKF 算法误差大，如图 6 和 8 所示。UKF 算法误差较小且相对稳定，因此更适用于高超音速机载平台通信信道模型。

### 3.2 圆周运动状态

将盘旋和翻滚运动状态分别建立为水平方向和垂直方向的圆周运动。为便于仿真模拟，假设飞行器在盘旋运动中运动半径为 3000 m，角初速度  $\Omega_0 = 0.3 \text{ rad/s}$ ，角加速度  $\mu = 0.01 \text{ rad/s}^2$ ，翻滚运动中运动半径为 300 m，其余条件与盘旋运动相同。为使曲线更平滑，取采样时间  $t = 0.05 \text{ s}$ ，在 10 秒内仿真多普勒频率变化。利用 Matlab 7.0 建模，仿真结果如图 9~12 所示。

从图 10 和 12 可以看出，虽然在两种圆周运动状态下 EKF 算法与 UKF 算法的估计误差都较大，但 UKF 算法的误差远小于 EKF 算法，且更稳定。从图 9 和 11 可以看出，UKF 滤波估计总体趋势与理论值保持一致，误差体现为时间上的相差。圆周运动模型中滤波算法误差之所以较大，是因为在圆周运动中，滤波时无法直接从状态向量建立观测方程，而是通过式(29)或(31)，经过三角变换建立相位的观测方程。由于滤波过程加入系统噪声，虽然噪声在直线运动过程中影响较小，但在三角函数中反

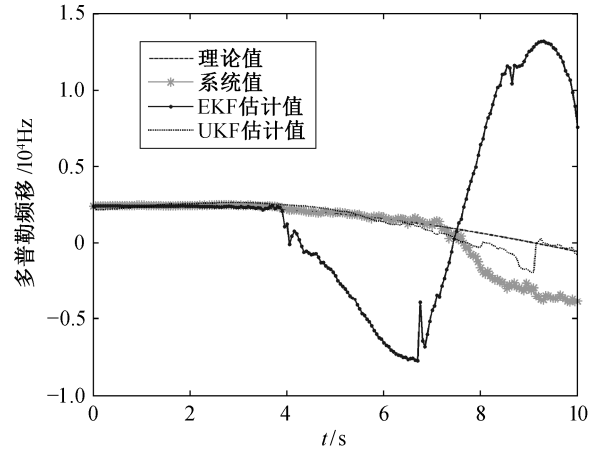


图 9 盘旋运动多普勒频移理论值与估计值比较  
Fig. 9 Comparison curves between Doppler frequency shift and each value in hovering motion

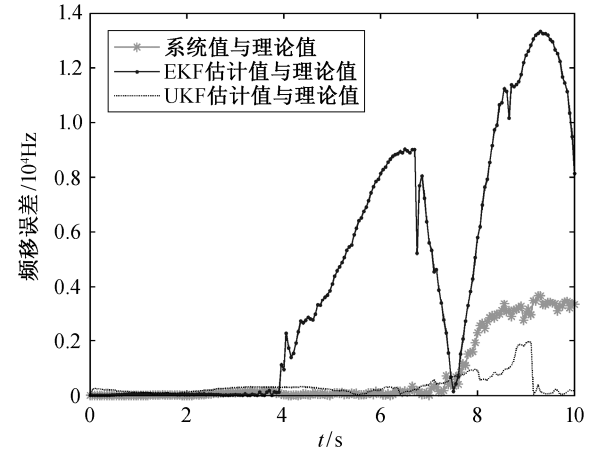


图 10 盘旋运动滤波估计算法与理论值误差比较  
Fig. 10 Comparison of errors between filter estimation algorithms and theoretical value in hovering motion

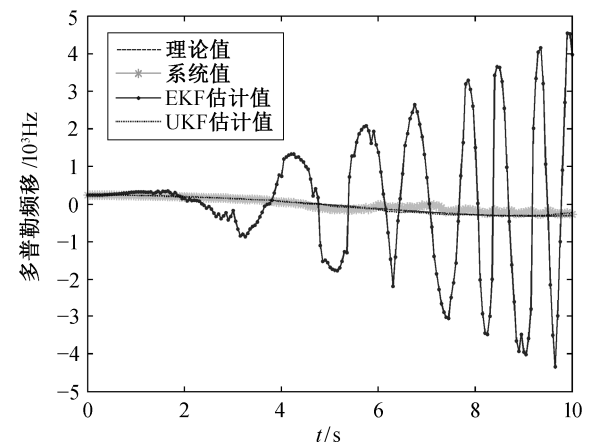


图 11 翻滚运动多普勒频移理论值与估计值比较  
Fig. 11 Comparison curves between Doppler frequency shift and each value in rolling motion

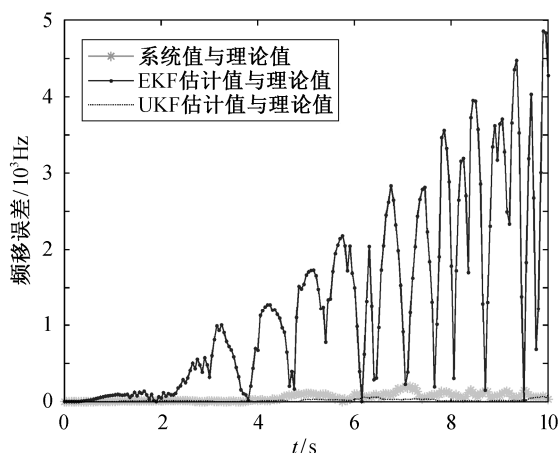


图 12 翻滚运动滤波估计算法与理论值误差比较  
Fig. 12 Comparison of errors between filter estimation algorithms and theoretical value in rolling motion

映出较大误差, 从而对滤波估计造成较大影响。

#### 4 总结

本文针对高速巡航和盘旋运动两种运动状态, 对高超音速机载平台卫星通信信道的多普勒频移进行研究。分别利用 EKF 算法和 UKF 算法, 对不同状态的多普勒频移进行仿真, 并与理论值进行对比分析。结果表明, EKF 算法误差较大且不稳定, 尤其在强非线性系统中, EKF 算法的滤波发散更为严重。因此, 对于高超音速机载平台, 用 UKF 算法估计多普勒频移的性能更好。通过在不同运动状态下进行多普勒频移估计, 对接收信号进行预补偿, 可以为高超音速飞行器在战场上的即时通信提供有力保障。但是, 该算法在圆周运动中的估计存在一定缺陷, 下一步将继续改进算法, 使针对圆周运动的估计更加精确, 使高超音速机载平台卫星通信的可靠性更强。

#### 参考文献

- [1] 王雅慧, 谢斯林, 徐键卉. 卫星移动通信中的高动态信道模型. 电子质量, 2016(1): 80-83
- [2] 钟伟志, 郭庆. 基于高动态运动模型的多普勒频移仿真. 计算机工程, 2010, 36(20): 22-24
- [3] 孙峰, 金炜东, 王博. 基于扩展卡尔曼滤波的高动态多普勒频移估计. 现代电子技术, 2009, 32(8): 69-71
- [4] 吕艳梅, 井荣华, 吴国庆, 等. 基于 UKF 的高动态 GPS 信号参数估计研究. 系统仿真学报, 2008, 20(1): 169-172
- [5] 王芳堂. 基于 UKF 的高动态 GNSS 软件接收机载波跟踪算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010: 21-37
- [6] Chui C K, Chen G R. 卡尔曼滤波及其实时应用. 戴洪德, 周绍磊, 戴邵武, 等, 译. 4 版. 北京: 清华大学出版社, 2013: 93-95
- [7] 朱安福, 景占荣, 高田, 等. 基于 UKF 的交互多模型算法. 系统仿真学报, 2009, 21(3): 655-657
- [8] 黄小平, 王岩. 卡尔曼滤波原理及应用——MATLAB 仿真. 北京: 电子工业出版社, 2015: 103-107
- [9] 刘铮. UKF 算法及其改进算法的研究[D]. 湖南: 中南大学, 2009: 20-22
- [10] Julier S J. The scaled unscented transformation // Proceedings of American Control Conference. Anchorage, 2002, 6: 4555-4559
- [11] Castella F R. Two-dimensional Kalman tracking filter. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1980, 16(6): 822-829
- [12] 郑光平, 李锐锋, 张泽宏. 声源作圆周运动时的多普勒效应. 物理实验, 2004, 24(3): 39-40
- [13] 余怀瑾, 依那, 杨峰, 等. 高超音速机载平台卫星通信应用及发展方向. 信息通信, 2016(8): 79-81