# 基于机动目标跟踪的相控阵雷达导引头一体化制导技术研究

朱学平，孟江浩，许　涛，杨　军

（西北工业大学 航天学院，陕西 西安　710072）

**摘　要：**针对相控阵雷达导引头在空空导弹制导系统应用中存在的技术难题，提出了一种基于机动目标跟踪的新型一体化制导技术。采用基于"当前"统计模型的滤波算法实现机动目标跟踪，获取制导信息；采用最优导引律生成导引指令实现高精度制导；同时利用制导信息生成相控阵雷达导引头的跟踪信号，实现相控阵雷达导引头在窄波束条件下的快速跟踪。研究结果表明，文中方法可以实现相控阵雷达导引头制导信息高精度提取及波束快速跟踪的一体化设计。

**关　键　词：**相控阵雷达导引头，机动目标跟踪，“当前”统计模型，一体化制导技术

**中图分类号：**V249.1　　**文献标识码：**A　　**文章编号：**1000-2758(2013)05-0695-06

未来空战目标在隐身、速度、机动能力和干扰等方面均有质的飞跃，这对空空导弹提出了新的更高的要求。与传统雷达导引头相比，相控阵雷达导引头具有探测距离远、抗干扰能力强、制导精度高、几何尺寸小，重量轻，可靠性高的特点，可以满足空空导弹制导系统的需要，已成为未来精确制导雷达导引头的一个重要发展方向。

空空导弹对导引头的跟踪能力提出了很高的要求，而相控阵雷达导引头波束较窄，采用现有的导引头跟踪方案难以满足最大跟踪角速度的指标要求，成为了制约相控阵雷达导引头工程应用的一个难题。对于打击高速、大机动目标的空空导弹，丰富的制导信息是必不可少的，因此实现相控阵雷达导引头制导信息的高精度提取是其工程应用需要解决的第二个关键技术问题。本文针对以上问题，提出了一种基于机动目标跟踪的相控阵雷达导引头一体化制导技术，同时实现相控阵雷达导引头制导信息的高精度提取和波束的快速跟踪。

## 1　相控阵雷达导引头一体化制导方案

基于机动目标跟踪的相控阵雷达导引头一体化制导系统原理框图如图 1 所示。

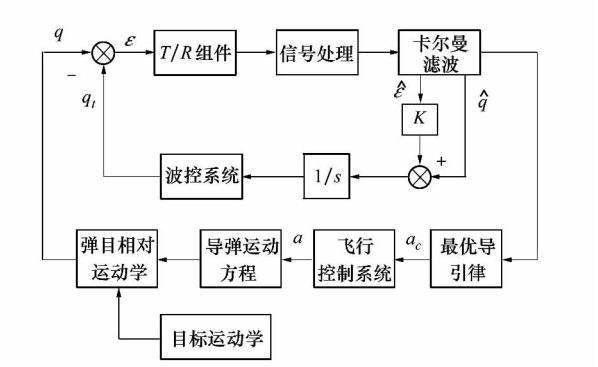



图 1　相控阵雷达导引头一体化制导系统原理框图

相控阵雷达导引头一体化制导技术方案为：

1）利用相控阵雷达导引头的测量信息及导航系统信息，采用卡尔曼滤波算法实现机动目标跟踪，获取目标位置、速度及加速度等目标运动信息；

2）利用卡尔曼滤波所得目标运动信息分别计算失调角的估计值 $\hat{\varepsilon}$ 和目标视线角速度的估计值 $\hat{q}$，并将 $\hat{q}$ 作为相控阵雷达导引头跟踪回路的前馈指令以提高导引头跟踪快速性；

3）利用卡尔曼滤波所得目标运动信息采用最优导引律生成导引指令。

因此，机动目标跟踪算法实现了相控阵雷达导

收稿日期：2012-11-15　　基金项目：航空科学基金(20100112001)与西北工业大学基础研究基金(JC20110239)资助
作者简介：朱学平(1981—)，西北工业大学讲师、博士，主要从事飞行器导航、制导与控制技术研究。

引头制导信息提取和波束快速跟踪的一体化，能够得到最优导引律所需的制导信息并大大提高了相控阵雷达导引头的跟踪性能。本文针对相控阵雷达导引头提出了一种基于“当前”统计模型的目标跟踪算法，以该算法为基础完成相控阵雷达导引头制导系统的一体化设计。

## 2 基于“当前”统计模型的目标跟踪算法

### 2.1 机动目标“当前”统计模型

机动目标“当前”统计模型(Current Statistical Model)[1-3]本质上是非零均值时间相关模型，其机动加速度的“当前”概率密度用修正的瑞利分布描述，均值为“当前”加速度预测值，随机机动加速度在时间轴上仍符合一阶时间相关过程，即

$$\ddot{x}(t) = \bar{a}(t) + a(t) \tag{1}$$

$$\dot{a}(t) = -\alpha a(t) + \omega(t) \tag{2}$$

式中，$\bar{a}(t)$ 为机动加速度“当前”均值，在每一采样周期内为常数；$\alpha$ 为机动(加速度)时间常数的倒数，即目标机动频率；$\omega(t)$ 为均值为零、方差为 $\sigma_w^2 = 2\alpha\sigma_a^2$ 的白噪声，$\sigma_a^2$ 为目标加速度方差。

令

$$a_1(t) = \bar{a}(t) + a(t)$$

并带入上面两式，可得

$$\ddot{x}(t) = a_1(t) \tag{3}$$

$$\dot{a}(t) = -\alpha a_1(t) + \alpha\bar{a}(t) + \omega(t) \tag{4}$$

将(3)式和(4)式写为状态方程，即为机动目标“当前”统计模型

$$\begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \ddot{x}(t) \\ \dddot{x}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(t) \\ \dot{x}(t) \\ \ddot{x}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \alpha \end{bmatrix} \bar{a}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \omega(t) \tag{5}$$

### 2.2 状态方程[4-6]

选取状态变量如下

$$\boldsymbol{X} = [x_t, y_t, z_t, v_{xt}, v_{yt}, v_{zt}, a_{xt}, a_{yt}, a_{zt}]^{\mathrm{T}}$$

式中，$x_t, y_t, z_t$ 分别表示目标在惯性系下的位置坐标；$v_{xt}, v_{yt}, v_{zt}$ 分别表示目标速度矢量在惯性系下的分量；$a_{xt}, a_{yt}, a_{zt}$ 分别表示目标加速度矢量在惯性系下的分量。

根据所选取的状态变量及导弹－目标相对运动关系建立状态方程如下

$$\boldsymbol{X}(k+1) = \boldsymbol{\Phi}(k+1 \mid k)\boldsymbol{X}(k) + \boldsymbol{\Gamma}(k+1 \mid k)\boldsymbol{u}(k) + \boldsymbol{w}(k) \tag{6}$$

式中，$T_s$ 为采样周期；$\boldsymbol{\Phi}(k+1 \mid k)$ 为 $9 \times 9$ 维的状态转移矩阵，$\boldsymbol{\Gamma}(k+1 \mid k)$ 为 $9 \times 3$ 维的控制阵，$\boldsymbol{u}(k)$ 为 $3 \times 1$ 维的目标加速度输入，$\boldsymbol{w}(k)$ 为离散时间白噪声序列。

$$\boldsymbol{\Phi}(k+1 \mid k) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}_3 & \boldsymbol{I}_3 & \boldsymbol{\Phi}_{13} \cdot \boldsymbol{I}_3 \\ \boldsymbol{0}_3 & \boldsymbol{I}_3 & \boldsymbol{\Phi}_{23} \cdot \boldsymbol{I}_3 \\ \boldsymbol{0}_3 & \boldsymbol{0}_3 & \boldsymbol{\Phi}_{33} \cdot \boldsymbol{I}_3 \end{bmatrix} \tag{7}$$

式中，$\boldsymbol{\Phi}_{13} = \dfrac{\mathrm{e}^{-\alpha T_s} + \alpha T_s - 1}{\alpha^2}$，$\boldsymbol{\Phi}_{23} = \dfrac{1 - \mathrm{e}^{-\alpha T_s}}{\alpha}$，$\boldsymbol{\Phi}_{33} = \mathrm{e}^{-\alpha T_s}$，$\boldsymbol{I}_3$ 为 $3 \times 3$ 的单位矩阵

$$\boldsymbol{\Gamma}(k+1 \mid k) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\Gamma}_{11} \cdot \boldsymbol{I}_3 \\ \boldsymbol{\Gamma}_{12} \cdot \boldsymbol{I}_3 \\ \boldsymbol{\Gamma}_{13} \cdot \boldsymbol{I}_3 \end{bmatrix} \tag{8}$$

式中，$\boldsymbol{\Gamma}_{11} = \dfrac{1}{\alpha}\left(-T_s + \dfrac{\alpha T_s^2}{2} + \dfrac{1 - \mathrm{e}^{-\alpha T_s}}{\alpha}\right)$，$\boldsymbol{\Gamma}_{12} = T_s - \dfrac{1 - \mathrm{e}^{-\alpha T_s}}{\alpha}$，$\boldsymbol{\Gamma}_{13} = 1 - \mathrm{e}^{-\alpha T_s}$

$$\boldsymbol{u}(k) = [\hat{a}_{xt}, \hat{a}_{yt}, \hat{a}_{zt}]^{\mathrm{T}} \tag{9}$$

式中，$\hat{a}_{xt}, \hat{a}_{yt}, \hat{a}_{zt}$ 分别表示导弹－目标加速度矢量在惯性系下的分量在当前时刻的估计值。

$$\boldsymbol{W}(k) = \int_{kT_s}^{(k+1)T_s} \cdot \begin{bmatrix} \dfrac{1}{\alpha^2}\left(-1 + \alpha[(k+1)T_s - \xi] + \mathrm{e}^{-\alpha[(k+1)T_s - \xi]}\right) \\ \dfrac{1}{\alpha}\left(1 - \mathrm{e}^{-\alpha[(k+1)T_s - \xi]}\right) \\ \mathrm{e}^{-\alpha[(k+1)T_s - \xi]} \end{bmatrix} \mathrm{d}\xi \tag{10}$$

并且

$$\mathrm{E}[\boldsymbol{W}(k)\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}(k+j)] = 0 \quad (\forall j \neq 0)$$

$$\boldsymbol{Q}(k) = \mathrm{E}[\boldsymbol{W}(k)\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}(k)] = 2\alpha\sigma_a^2(k) \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{12} & q_{22} & q_{23} \\ q_{13} & q_{23} & q_{33} \end{bmatrix}$$

式中

$$q_{11} = \frac{1}{2\alpha^5}\left(1 - \mathrm{e}^{-2\alpha T_s} + 2\alpha T_s + \frac{2\alpha^3 T_s^3}{3} - 2\alpha^2 T_s^2 - 4\alpha T_s \mathrm{e}^{-\alpha T_s}\right)$$

$$q_{12} = \frac{1}{2\alpha^4}\left(\mathrm{e}^{-2\alpha T_s} + 1 - 2\mathrm{e}^{-\alpha T_s} + 2\alpha T_s \mathrm{e}^{-\alpha T_s} -\right.$$

$$2\alpha T_s + \alpha^2 T_s^2)$$

$$q_{13} = \frac{1}{2\alpha^3}(1 - e^{-2\alpha T_s} - 2\alpha T_s e^{-\alpha T_s});$$

$$q_{22} = \frac{1}{2\alpha^3}(4e^{-2\alpha T_s} - 3 - e^{-2\alpha T_s});$$

$$q_{23} = \frac{1}{2\alpha^2}(e^{-2\alpha T_s} + 1 - 2e^{-\alpha T_s});$$

$$q_{33} = \frac{1}{2\alpha}(1 - e^{-2\alpha T_s});$$

$$\sigma_\alpha^2(k) = \frac{2}{T_s^2}\begin{bmatrix} |\hat{r}_x(k|k) - \hat{r}_x(k|k-1)| \\ |\hat{r}_y(k|k) - \hat{r}_y(k|k-1)| \\ |\hat{r}_z(k|k) - \hat{r}_z(k|k-1)| \end{bmatrix}$$

### 2.3　观测方程

根据相控阵雷达导引头特点,选取观测量为

$$\boldsymbol{Z} = [r_{xg}, r_{yg}, r_{zg}]^{\mathrm{T}}$$

式中,$r_{xg}$、$r_{yg}$、$r_{zg}$ 分别表示导弹 - 目标在惯性系的相对距离分量。

观测方程建立如下

$$\boldsymbol{Z}(k) = \boldsymbol{H}(k)\boldsymbol{X}(k) + \boldsymbol{D}(k)\boldsymbol{y}(k)$$

式中

$$\boldsymbol{H}(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{D}(k) = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{y}(k) = [x_m(k) \quad y_m(k) \quad z_m(k)]^{\mathrm{T}}$$

表示导弹在惯性系下的位置坐标。

相控阵雷达导引头可以测量导弹 - 目标相对距离 $r_{s1}$ 及弹体系视线角 $\theta_{s1}$、$\phi_{s1}$,利用弹上视线坐标系 $Z_{s1}$ 与地面坐标系 $Z_g$ 的转换矩阵可求得导弹 - 目标相对距离矢量在惯性系 $Z_g$ 各轴的分量。

弹上视线坐标系 $Z_{s1}$ 到弹体坐标系 $Z_1$ 的关系为

$$\boldsymbol{C}_{s_1}^1 = \begin{bmatrix} \cos\theta_{s1}\cos\phi_{s1} & -\sin\theta_{s1}\cos\phi_{s1} & \sin\phi_{s1} \\ \sin\theta_{s1} & \cos\theta_{s1} & 0 \\ -\cos\theta_{s1}\sin\phi_{s1} & \sin\theta_{s1}\sin\phi_{s1} & \cos\phi_{s1} \end{bmatrix}$$

式中,$\theta_{s1}$、$\phi_{s1}$ 分别表示弹体系视线高低角和视线方位角。

弹体坐标系 $Z_1$ 到地面坐标系 $Z_g$ 的关系为

$$\boldsymbol{C}_1^g = \begin{bmatrix} C_1 & C_4 & C_7 \\ C_2 & C_5 & C_8 \\ C_3 & C_6 & C_9 \end{bmatrix}$$

式中

$$C_1 = \cos\vartheta\cos\psi$$

$$C_2 = \sin\vartheta$$

$$C_3 = -\cos\vartheta\sin\psi$$

$$C_4 = -\sin\vartheta\cos\psi\cos\gamma + \sin\psi\sin\gamma$$

$$C_5 = \cos\vartheta\cos\gamma$$

$$C_6 = \sin\vartheta\sin\psi\cos\gamma + \cos\psi\sin\gamma$$

$$C_7 = \sin\vartheta\cos\psi\sin\gamma + \sin\psi\cos\gamma$$

$$C_8 = -\cos\vartheta\sin\gamma$$

$$C_9 = -\sin\vartheta\sin\psi\sin\gamma + \cos\psi\cos\gamma$$

$\vartheta$、$\psi$、$\gamma$ 分别表示弹体俯仰角、偏航角和滚转角。

导弹 - 目标相对距离矢量在惯性系下的相对距离分量为

$$\begin{bmatrix} r_{xg} \\ r_{yg} \\ r_{zg} \end{bmatrix} = \boldsymbol{C}_1^g \cdot \boldsymbol{C}_{s_1}^1 \begin{bmatrix} r_{s1} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

### 2.4　机动目标跟踪算法

对应“当前”统计模型的状态方程与观测方程为

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}(k+1) = \boldsymbol{\Phi}(k+1|k)\boldsymbol{X}(k) + \\ \qquad \boldsymbol{\Gamma}(k)\boldsymbol{u}(k) + \boldsymbol{W}(k) \\ \boldsymbol{Z}(k) = \boldsymbol{H}(k)\boldsymbol{X}(k) + \boldsymbol{D}(k)\boldsymbol{y}(k) \end{cases}$$

式中,$\boldsymbol{X}(k)$ 为 $n \times 1$ 维状态向量;$\boldsymbol{Z}(k)$ 为 $m \times 1$ 维观测向量;$\boldsymbol{u}(k)$ 为 $l \times 1$ 维控制向量;$\boldsymbol{\Gamma}(k)$ 为 $n \times l$ 维矩阵。

卡尔曼滤波算法可写为

$$\hat{\boldsymbol{X}}\left(\frac{k+1}{k}\right) = \boldsymbol{\Phi}(k+1|k)\hat{\boldsymbol{X}}\left(\frac{k}{k}\right) + \boldsymbol{\Gamma}(k)\boldsymbol{u}(k)$$

$$\boldsymbol{P}\left(\frac{k+1}{k}\right) = \boldsymbol{\Phi}(k)\boldsymbol{P}\left(\frac{k}{k}\right)\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(k) + \boldsymbol{Q}(k)$$

$$\boldsymbol{\gamma}(k+1) = \boldsymbol{Z}(k+1) - \boldsymbol{H}(k)\hat{\boldsymbol{X}}\left(\frac{k+1}{k}\right)$$

$$\boldsymbol{K}(k+1) = \boldsymbol{P}\left(\frac{k+1}{k}\right)\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}(k+1) \cdot \left[\boldsymbol{H}(k+1)\boldsymbol{P}\left(\frac{k+1}{k}\right)\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}(k+1) + \boldsymbol{R}\right]^{-1}$$

$$\hat{\boldsymbol{X}}\left(\frac{k+1}{k+1}\right) = \hat{\boldsymbol{X}}\left(\frac{k+1}{k}\right) + \boldsymbol{K}(k+1)\boldsymbol{\gamma}(k+1)$$

$$\boldsymbol{P}\left(\frac{k+1}{k+1}\right) = [\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}(k+1)\boldsymbol{H}(k+1)]\boldsymbol{P}\left(\frac{k+1}{k}\right)$$

算法初值选取

$$\boldsymbol{X}\left(\frac{0}{0}\right) = \mathrm{E}[\boldsymbol{X}(0)] = \boldsymbol{X}_0$$

$$\boldsymbol{P}\left(\frac{0}{0}\right) = \mathrm{var}\left[\boldsymbol{X}(0)\right] = \boldsymbol{P}_0$$

## 3 基于机动目标跟踪的制导系统一体化设计

### 3.1 基于机动目标跟踪的相控阵雷达导引头跟踪回路设计

假定 $k$ 时刻弹目相对位置分量的估计值分别为 $\hat{x}(k)$、$\hat{y}(k)$、$\hat{z}(k)$，则导引头失调角的估计值 $\hat{\varepsilon}_\alpha$ 和 $\hat{\varepsilon}_\beta$ 分别为

$$\hat{\varepsilon}_\alpha(k) = 57.3\tan^{-1}\left(\frac{\hat{y}_{SL}(k)}{\sqrt{\hat{x}_{SL}(k)^2+\hat{z}_{SL}(k)^2}}\right)$$

$$\hat{\varepsilon}_\beta(k) = -57.3\tan^{-1}\left(\frac{\hat{z}_{SL}(k)}{\hat{x}_{SL}(k)}\right)$$

$$\begin{bmatrix}\hat{x}_{SL}(k)\\ \hat{y}_{SL}(k)\\ \hat{z}_{SL}(k)\end{bmatrix} = \boldsymbol{C}_1^{SL}(k)\cdot\boldsymbol{C}_g^1(k)\begin{bmatrix}\hat{x}(k)\\ \hat{y}(k)\\ \hat{z}(k)\end{bmatrix}$$

式中，$\boldsymbol{C}_g^1$ 为惯性系与弹体系之间的坐标转换矩阵，$\boldsymbol{C}_1^{SL}$ 为弹体系与波束测量坐标间的转换矩阵。

假定 $k$ 时刻弹目相对位置分量的估计值分别为 $\hat{x}(k)$、$\hat{y}(k)$、$\hat{z}(k)$，相对位置变化率的估值分别为 $\hat{\dot{x}}(k)$、$\hat{\dot{y}}(k)$、$\hat{\dot{z}}(k)$，则惯性坐标系视线高低角速度、视线方位角速度分别为

$$\hat{\dot{q}}_\alpha(k) = \frac{\hat{\dot{y}}(k)\left(\hat{x}(k)^2+\hat{z}(k)^2\right)-\hat{y}(k)\left(\hat{x}(k)\hat{\dot{x}}(k)+\hat{z}(k)\hat{\dot{z}}(k)\right)}{\left(\hat{x}(k)^2+\hat{y}(k)^2+\hat{z}(k)^2\right)\sqrt{\hat{x}(k)^2+\hat{z}(k)^2}}$$

$$\hat{\dot{q}}_\beta(k) = -\frac{\hat{\dot{z}}(k)\hat{x}(k)-\hat{z}(k)\hat{\dot{x}}(k)}{\hat{x}(k)^2+\hat{z}(k)^2}$$

式中，$\hat{\dot{q}}_\alpha(k)$、$\hat{\dot{q}}_\beta(k)$ 分别为视线高低角速度估值、视线方位角速度估值。

利用失调角估值生成相控阵雷达导引头的跟踪角速度指令，并将目标视线角速度估值作为前馈指令以提高导引头的跟踪快速性，相控阵雷达导引头跟踪回路角速度指令分别为

$$\dot{q}_{\alpha c}(k) = K\hat{\varepsilon}_\alpha(k)+\hat{\dot{q}}_\alpha(k)$$

$$\dot{q}_{\beta c}(k) = K\hat{\varepsilon}_\beta(k)+\hat{\dot{q}}_\beta(k)$$

### 3.2 基于机动目标跟踪的最优制导律设计

利用机动目标跟踪算法所得的目标运动信息，采用最优导引律生成导引指令，其形式为

$$a_{yc} = \frac{N'}{t_{go}^2}\left[\hat{y}+\hat{\dot{y}}t_{go}+\frac{1}{2}\hat{a}_{yT}t_{go}^2\right]$$

$$a_{zc} = \frac{N'}{t_{go}^2}\left[\hat{z}+\hat{\dot{z}}t_{go}+\frac{1}{2}\hat{a}_{zT}t_{go}^2\right]$$

$$N' = \frac{6T^2\left(\mathrm{e}^{-T}-1+T\right)}{2T^3+3+6T-6T^2-12T\mathrm{e}^{-T}-3\mathrm{e}^{-2T}}$$

$$T = \omega_\tau\left(t_F-t\right) = \omega_\tau t_{go}$$

$$\omega_\tau = \frac{1}{\tau}$$

$$t_{go} = \frac{2R}{-\dot{R}+\left(\dot{R}^2+\frac{4}{3}R\cdot\dot{V}_m\right)^{\frac{1}{2}}}$$

式中，$\omega_\tau$ 为飞行控制系统带宽，$\tau$ 为飞行控制系统一阶等效时间常数；$t_{go}$ 为剩余时间，$R$ 为弹-目相对距离；$\dot{R}$ 为弹-目相对速度；$\dot{V}_m$ 为导弹速度变化率。

## 4 仿真分析

选取仿真条件为：导弹初始速度为 1 200 m/s，初始位置为(0 m,8 000 m,0 m)，初始弹道倾角、弹道偏角均为 0°，初始姿态角均为 0°；目标初始速度为 0.8$Ma$，初始位置为(7 000 m,8 000 m,0 m)，目标机动过载为(0$g$,0$g$,9$g$)。

仿真结果典型曲线如图 2～图 5 所示，脱靶量为 1.5 m。目标位置、目标速度、目标角速度的估计

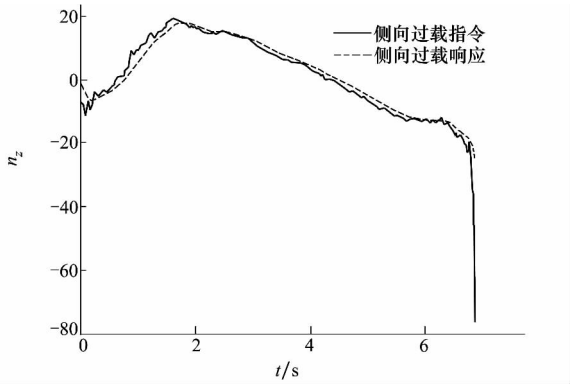



图 2 侧向通道过载指令跟踪曲线

收敛速度较快、精度较高。

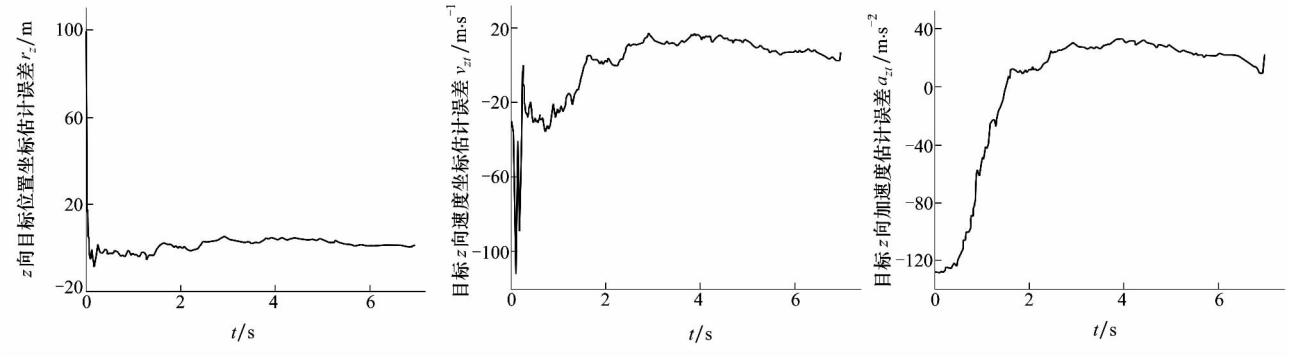



图 3　z 方向目标位置估计误差曲线　　图 4　z 方向目标速度估计误差曲线　　图 5　z 方向目标加速度估计误差曲线

## 5　结　论

文本针对相控阵雷达导引头在空空导弹上应用存在的两大技术难题: 制导信息的高精度提取和波束的快速跟踪,提出了一种基于机动目标跟踪的相控阵雷达导引头一体化制导技术,旨在解决相控阵雷达导引头窄波束条件下的快速跟踪问题和相控阵雷达导引头制导信息提取问题。研究了一种基于当前统计模型的滤波算法,并给出了基于该算法的相控阵雷达导引头制导系统一体化设计方法,最后对相控阵雷达导引头制导系统进行了数字仿真。

仿真结果表明,相控阵雷达导引头制导系统制导精度很高,机动目标跟踪算法收敛速度较快、估计精度较高。利用本文所提出的方法可以实现导引头制导信息提取和波束跟踪的一体化设计。

## 参考文献:

[1] 周宏仁,敬忠良,王培德. 机动目标跟踪. 北京: 国防工业出版社, 1994, 134-176
Zhou Hongren, Jing Zhongliang, Wang Peide. Tracking of Maneuvering Targets. Beijing: National Defense Industry Press, 1994, 134-176 ( in Chinese)

[2] 罗笑冰,王宏强,黎　湘,庄钊文. 非线性"当前"统计模型及自适应算法. 系统工程与电子技术, 2008, 30(3): 397-403
Luo Xiaobing, Wang Hongqiang, Li Xiang, Zhuang Zhaowen. Nonlinear Current Statistical Model and Adaptive Algorithm. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(3): 397-403 ( in Chinese)

[3] 陈出新,周德云,张　堃. 一种新的更好的基于"当前"统计模型的自适应滤波算法. 西北工业大学学报, 2011, 29(3): 352-355
Chen Chuxin, Zhou Deyun, Zhang Ku. A New and Better Adaptive Algorithm Based on "Current" Statistical(CS) Mode. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(3): 352-355 ( in Chinese)

[4] 段战胜,韩崇昭,党宏社. 最大加速度未知的"当前"统计模型机动目标跟踪. 计算机工程与应用, 2003, (29): 19-22
Duan Zhansheng, Han Chongzhao, Dang Hongshe. Maneuvering Target Tracking Using "Current" Statistical Model with Unknown Maximum Accelerations. Computer Engineering and Applications, 2003, (29): 19 ~ 22 ( in Chinese)

[5] 李　辉,沈　莹,张　安等. 机动目标跟踪中一种新的自适应滤波算法. 西北工业大学学报, 2006, 24(3): 354-357
Li Hui, Shen Ying, Zhang An, et al. A New Adaptive Filtering Algorithm in Maneuvering Target Tracking. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(3): 354-357 ( in Chinese)

[6] Li X R, Vesselin P J. Survey of Maneuvering Target Tracking, Part I: Dynamic Models. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(4): 1333-1364

# Integration Guidance Technology of Phased Array Radar Seeker Based on Maneuvering Target Tracking

Zhu Xueping, Meng Jianghao, Xu Tao, Yang Jun
(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** For the existing technical problems in the application of phased array radar seeker of air-to-air missile guidance system, this paper proposed a new integration guidance technology on the basis of maneuvering target tracking. Firstly, it used filtering algorithm based on current statistical model to obtain maneuvering target tracking and guidance information; then it applied homing order produced by optimal guidance law to achieve high precision guidance; meanwhile it utilized guidance information to generate tracking signal of phased array radar seeker in order to achieve fast tracking under the condition of narrow beam on phased array radar seeker. The results and their analysis indicated that the method can realize high precision extraction on guidance information of phased array radar seeker and integration design of beam fast tracking.

**Key words:** air to air missiles, algorithms, antenna phased arrays, computer simulation, electronic guidance systems, mathematical models, optimization, radar, target tracking; current statistical model, integration guidance technology, maneuvering target tracking, phased array radar seeker

# 《机械科学与技术》2013年第8期32篇论文英文关键词共含298个Ei主题词其中23个是21世纪的

《机械科学与技术》2013年第8期平均每篇英文关键词含9.31个Ei主题词及0.72个21世纪的Ei主题词。23个21世纪的Ei主题词分属18篇论文,这18篇每篇的第一作者、所属工作单位、页数、主题词(出现年份)如下表所示:

徐礼超、江苏大学、1108、MATLAB(2006)
史　勇、东华大学、1130、MATLAB(2006)
李德镇、太原理工大学、1134、flow fields(2006)
邱翔宇、南京信息工程大学、1139、controllers(2009)
黄　克、同济大学、1153、structural health monitoring(2006)
李乾坤、东华大学、1159、dynamic mechanical analysis(2001)
李　杰、军械工程学院、1163、attitude control(2006)、controllers(2009)
孙连邦、南京航空航天大学、1167、approximation algorithms(2006)、linear stability analysis(2006)
高贵兵、湖南科技大学、1172、computational efficiency(2006)
吴川辉、昆明理工大学、1176、blind source separation(2001)、independent component analysis(2001)
方柘林、南昌大学、1190、multiobjective optimization(2006)
席晓薇、唐山学院、1194、constrained optimization(2006)、parameterization(2006)
侯维春、山东交通职业学院、1207、Taylor series(2006)
崔腾飞、西北工业大学、1215、electrochemical impedance spectroscopy(2006)
张　保、西北工业大学、1221、computational efficiency(2006)
汪永明、安徽工业大学、1225、constrained optimization(2006)、parameterization(2006)
徐海宁、南昌大学、1239、multiobjective optimization(2006)
刘运刚、昆明理工大学、1243、film thickness(2006)

胡沛泉　2013年10月