

## 带三维落角约束的寻的导弹制导与姿控系统\*设计\*

王建华, 刘鲁华, 王 鹏, 汤国建

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**针对带三维落角约束的寻的导弹制导与姿态控制系统设计问题,提出一种基于终端滑模控制和扩张状态观测器的六自由度制导控制系统设计方法。建立包含模型不确定项的寻的导弹六自由度质心与绕质心模型,设计内外双层环路六自由度制导控制系统框架;基于弹-目三维相对运动模型和坐标系转移矩阵建立以攻角和侧滑角为输入的三维全耦合导引方程,利用终端滑模控制方法和扩展状态观测器得到期望的攻角和侧滑角并将其转化为对应的俯仰、偏航和滚转角指令;根据线性形式的寻的导弹绕质心动力学方程,设计与俯仰、偏航和滚转角相关的滑模面向量,并利用终端滑模控制方法和扩张状态观测器得到寻的导弹的副翼偏角、方向舵偏角和俯仰舵偏角指令。六自由度数值仿真结果验证了该方法的有效性和鲁棒性,并证明了该制导控制系统设计方法能以较少的控制设计参数完成预设的制导控制任务。

**关键词:**制导与姿控系统;寻的导弹;落角约束;扩张状态观测器;滑模控制

**中图分类号:**TJ765 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)01-030-10

## Guidance and control system design for homing missiles with three dimensional impact angle constraints

WANG Jianhua, LIU Luhua, WANG Peng, TANG Guojian

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** A PIGC (partial integrated guidance and control) design approach for the homing missile with 3D (three dimensional) impact angle constraints was proposed. The 6DoF (six-degree-of-freedom) dynamic and kinematical equations of the translational and rotational loops of the homing missile were designed. For implementing the PIGC scheme, a two loop control structure was adopted. The outer loop model based on the 3D relative dynamics and the precise coordinate transformations was employed. The desired angle of attack and the sideslip angle were obtained with the help of the sliding mode control theory and the ESO (extended state observer). A linear form dynamic model of the rotational loop was derived. The sliding surface vector with respect to desired roll, yaw, and pitch angles was conducted and the anticipate control surface fin deflections were obtained based on the ESO. Finally, the effectiveness and robustness of the newly proposed PIGC scheme are investigated and verified via appropriate 6DoF nonlinear simulation studies with respect to the ground fixed target.

**Key words:** partial integrated guidance and control system design; homing missile; impact angle constraints; extended state observer; sliding mode control

飞行器六自由度制导与姿控系统需要联立制导子系统与姿控子系统,以攻角、侧滑角和倾侧角为桥梁建立飞行器期望质心动态与控制舵偏角之间的显式关系,进而通过联调和综合设计同时实现飞行器的姿态控制任务和制导飞行任务<sup>[1-4]</sup>。基于传统的双环路控制模式和制导控制一体化设计模式,已有较多学者针对不同类型的飞行器进行了六自由度制导控制系统的分析与设计<sup>[5-9]</sup>。

目前大多数公开文献中制导控制一体化设计

依旧是基于传统设计思路的控制方法创新,即制导控制一体化的设计模型仍是依托制导回路和姿控回路的串联架构,欧拉角依旧是连接制导回路和姿控回路的桥梁;同时制导控制一体化设计模型建立的过程中是夹带着诸多假设和近似的<sup>[1-9]</sup>。为了避免求解高阶非线性不确定性控制问题且综合考虑制导与姿控内外环回路的具体特征,有学者提出了内外环路控制结构的制导与姿态控制双环路设计思路<sup>[10-14]</sup>。文献[10]基于自适应状态观测器和终端滑模控制方法提出一种二

\* 收稿日期:2015-11-25

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61104200)

作者简介:王建华(1988—),男,河南许昌人,博士研究生,E-mail:wangjianhua1226@126.com;

汤国建(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:gjtang@263.net

维平面内的飞行器制导与姿控设计方法。文献[11]通过建立飞行器相对运动模型中飞行器加速度分量与其俯仰、偏航和滚转角速率的关系,提出一种带三维落角约束的地对空拦截弹的制导与姿控联合设计方法。通过建立飞行器加速度分量与其三通道角速率间的解析模型,设计双环路控制结构完成六自由度制导控制任务已有较多学者应用于不同类型的飞行器<sup>[10-11,14]</sup>。另外一种降低姿控系统阶数的方法是建立飞行器三通道角速率与舵偏角的广义线性模型,进而利用线性或非线性控制方法进行姿态控制器的设计<sup>[15]</sup>。然而基于线性形式的绕质心模型并结合三维相对运动模型进行带落角约束的六自由度制导与姿控系统设计的文献是比较少见的;同时在目前的制导与姿控系统同时设计的文献中,三维落角约束多是通过分通道设计来实现的,且六自由度制导与姿态控制系统设计的过程中对模型不确定性影响的考虑也是不充分的<sup>[4,6-7,10]</sup>。

## 1 寻的导弹和地面目标模型

### 1.1 寻的导弹六自由度运动模型

考虑动力学模型不确定项的影响,在弹道坐标系建立无推力寻的导弹的质心动力学方程:

$$\begin{cases} \dot{V} = -D - g\sin\theta + \Delta V \\ V\dot{\theta} = L\cos\sigma - N\sin\sigma - g\cos\theta + V\Delta\theta \\ V\cos\theta\dot{\sigma} = -L\sin\sigma - N\cos\sigma + V\cos\theta\Delta\sigma \end{cases} \quad (1)$$

式中: $V$ 为导弹速度大小; $\theta$ 为航迹倾角; $\sigma$ 为航向角; $g$ 为重力加速度大小; $v$ 为倾侧角; $\Delta V, \Delta\theta, \Delta\sigma$ 为导弹质心动力学模型的模型不确定项; $D$ 为气动阻力加速度; $L$ 为气动升力加速度; $N$ 为气动侧向力加速度,其表达式分别为:<sup>[2]</sup>

$$D = K_D (C_{D0} + C_{D\alpha} |\alpha| + C_{D\beta} |\beta| + C_{D\alpha\beta} |\alpha\beta|) + K_D (C_{D\delta_x} |\delta_x| + C_{D\delta_y} |\delta_y| + C_{D\delta_z} |\delta_z|) \quad (2)$$

$$L = K_L (C_{L\alpha} \alpha + C_{L\beta} \beta + C_{L\delta_z} \delta_z) \quad (3)$$

$$N = K_N (C_{N\alpha} \alpha + C_{N\beta} \beta + C_{N\delta_y} \delta_y) \quad (4)$$

式中: $K_D = K_L = K_N = qS/m$ ,  $q = \rho V^2/2$  为动压; $S$ 为气动参考面积; $m$ 为导弹质量,且文中假设导弹质量变化不大; $\alpha$ 为攻角; $\beta$ 为侧滑角; $\delta_x$ 为副翼偏角; $\delta_y$ 为方向舵偏角; $\delta_z$ 为俯仰舵偏角。 $C_{D0}$ 为零升力阻力系数; $C_{D\alpha}, C_{D\beta}, C_{D\alpha\beta}, C_{D\delta_x}, C_{D\delta_y}, C_{D\delta_z}$ 为气动阻力系数相对于 $\alpha, \beta, \alpha\beta, \delta_x, \delta_y, \delta_z$ 的偏导数; $C_{L\alpha}, C_{L\beta}, C_{L\delta_z}$ 为气动升力系数相对于 $\alpha, \beta, \delta_z$ 的偏导数; $C_{N\alpha}, C_{N\beta}, C_{N\delta_y}$ 为气动侧向力系数相对于 $\alpha, \beta, \delta_y$ 的偏导数。地面惯性坐标系中寻的导弹的质心运动学方程可表示为:

$$\begin{cases} \dot{X} = V\cos\theta\cos\sigma \\ \dot{Y} = V\sin\theta \\ \dot{Z} = -V\cos\theta\sin\sigma \end{cases} \quad (5)$$

式中 $X, Y, Z$ 为寻的导弹位置矢量在地面惯性坐标系三轴的分量。

在导弹体坐标系内建立包含模型不确定项的寻的导弹绕质心动力学方程:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = M_x/J_{xx} + (J_{yy} - J_{zz})\omega_y\omega_z/J_{xx} + \Delta\omega_x \\ \dot{\omega}_y = M_y/J_{yy} + (J_{zz} - J_{xx})\omega_x\omega_z/J_{yy} + \Delta\omega_y \\ \dot{\omega}_z = M_z/J_{zz} + (J_{xx} - J_{yy})\omega_x\omega_y/J_{zz} + \Delta\omega_z \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 分别为导弹的滚转角速率、偏航角速率和俯仰角速率; $J_{xx}, J_{yy}, J_{zz}$ 为寻的导弹的惯量张量在弹体坐标系三轴的分量; $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ 为有界未知的模型不确定项;气动滚转力矩、偏航力矩和俯仰力矩 $M_x, M_y, M_z$ 的计算公式为<sup>[6]</sup>:

$$M_x = K_x (m_{x\alpha}\alpha + m_{x\beta}\beta + m_{x\delta_x}\delta_x) \quad (7)$$

$$M_y = K_y (m_{y\beta}\beta + m_{y\delta_y}\delta_y) \quad (8)$$

$$M_z = K_z (m_{z\alpha}\alpha + m_{z\delta_z}\delta_z) \quad (9)$$

其中: $K_x, K_y, K_z = qSL$ ,  $L$ 为寻的导弹的气动参考长度; $m_{x\alpha}, m_{x\beta}, m_{x\delta_x}$ 为气动滚转力矩系数相对于 $\alpha, \beta, \delta_x$ 的偏导数; $m_{y\beta}, m_{y\delta_y}$ 为气动偏航力矩系数相对于 $\beta, \delta_y$ 的偏导数; $m_{z\alpha}, m_{z\delta_z}$ 为气动俯仰力矩系数相对于 $\alpha, \delta_z$ 的偏导数。在弹体坐标系内建立寻的导弹的绕质心运动学方程,即:

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = \sin\gamma\omega_y + \cos\gamma\omega_z \\ \dot{\psi} = \cos\gamma\sec\varphi\omega_y - \sin\gamma\sec\varphi\omega_z \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \cos\gamma\tan\varphi\omega_y + \sin\gamma\tan\varphi\omega_z \end{cases} \quad (10)$$

式中, $\varphi, \psi, \gamma$ 分别为寻的导弹相对于地面惯性坐标系的俯仰角、偏航角和滚转角。本部分建立的寻的导弹和地面目标的运动模型均是基于平面大地假设的。

### 1.2 地面目标质心运动模型

在地面惯性坐标系内建立地面目标的质心三自由度运动模型,即:

$$\begin{cases} V_{Tx} = a_{Tx}, V_{Ty} = a_{Ty}, V_{Tz} = a_{Tz} \\ X_T = V_{Tx}, Y_T = V_{Ty}, Z_T = V_{Tz} \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\alpha_{Tx}, \alpha_{Ty}, \alpha_{Tz}$ 为目标加速度分量; $V_{Tx}, V_{Ty}, V_{Tz}$ 为目标速度分量; $X_T, Y_T, Z_T$ 为目标位置分量,上述加速度、速度和位置分量均为地面目标相对于地面惯性坐标系三轴的分量。由于目标的运动状态只限于地面二维空间,因此目标的各项状态信息在地面惯性坐标系 $oy$ 轴的分量均为零,即 $Y_T = V_{Ty} = a_{Ty} = 0$ 。文中假设地面目标的位置信息可通过寻的导弹的探测装置获取。

## 2 制导控制系统设计

### 2.1 制导系统设计

为完成对弹-目视线角速率的控制,首先建立三维空间内寻的导弹与目标间的相对运动模型<sup>[7]</sup>,即:

$$\begin{cases} 2\dot{R}\dot{\varepsilon} + R\ddot{\varepsilon} + R\dot{\eta}^2 \cos\varepsilon \sin\varepsilon = a_T^{ys} - a_M^{ys} \\ -R\ddot{\eta} \cos\varepsilon - 2\dot{R}\dot{\eta} \cos\varepsilon + 2R\dot{\varepsilon}\dot{\eta} \sin\varepsilon = a_T^{zs} - a_M^{zs} \end{cases} \quad (12)$$

式中,  $R$  为导弹与目标间的相对距离,  $\varepsilon$  为表征弹-目视线相对于地面惯性系  $XOZ$  平面夹角的视线倾角,  $\eta$  为表征弹-目视线相对于地面惯性系  $XOY$  平面夹角的视线偏角。  $a_T^{ys}, a_T^{zs} = 0$  为地面目标的加速度在视线坐标系  $y$ -axis,  $z$ -axis 轴的分量,  $a_M^{ys}, a_M^{zs}$  为寻的导弹加速度在视线坐标系  $y$ -axis,  $z$ -axis 轴的分量, 视线坐标系和相对运动状态的定义与文献[1]一致。

为实现视线角速率的控制,需要建立如式(12)所示寻的导弹加速度在视线坐标系的分量与攻角和侧滑角的显式关系。已知弹道坐标系到地面惯性系的转移矩阵为  $O_H$ , 地面惯性坐标系到视线坐标系的转移矩阵为  $S_0$ , 可具体参考文献[1], 则导弹在弹道坐标系三轴的分量  $a_M^{xh}, a_M^{yh}, a_M^{zh}$  与  $a_M^{ys}, a_M^{zs}$  满足下式关系:

$$\begin{bmatrix} a_M^{ys} \\ a_M^{zs} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_M^{xh} \\ a_M^{yh} \\ a_M^{zh} \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中,  $T_{ij} (i=1, 2, j=1, 2, 3)$  为弹道坐标系到视线坐标系的转移矩阵  $S_H = S_0 \cdot O_H$  的第二行和第三行的矩阵元素, 具体形式为:

$$\begin{cases} T_{11} = -\sin\varepsilon \cos\eta \cos\theta \cos\sigma + \cos\varepsilon \sin\theta - \sin\varepsilon \sin\eta \cos\theta \sin\sigma \\ T_{12} = \sin\varepsilon \cos\eta \sin\theta \cos\sigma + \cos\varepsilon \cos\theta + \sin\varepsilon \sin\eta \sin\theta \sin\sigma \\ T_{13} = -\sin\varepsilon \cos\eta \sin\sigma + \sin\varepsilon \sin\eta \cos\sigma \\ T_{21} = \sin\eta \cos\theta \cos\sigma - \cos\eta \cos\theta \sin\sigma \\ T_{22} = -\sin\eta \sin\theta \cos\sigma + \cos\eta \sin\theta \sin\sigma \\ T_{23} = \sin\eta \sin\sigma + \cos\eta \cos\sigma \end{cases} \quad (14)$$

加速度分量满足  $a_M^{xh} = \dot{V}$ ,  $a_M^{yh} = \dot{V}\theta$ ,  $a_M^{zh} = V \cos\theta \dot{\sigma}$ , 联立式(1)和式(13)可得:

$$\begin{bmatrix} a_M^{ys} \\ a_M^{zs} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_{12} & T_{13} \\ T_{22} & T_{23} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\sigma & -\sin\sigma \\ -\sin\sigma & -\cos\sigma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L \\ N \end{bmatrix} \quad (15)$$

变量  $f_1, f_2$  的表达式为:

$$f_1 = -T_{11}g \sin\theta + T_{11}\Delta V - T_{12}g \cos\theta + T_{12}V\Delta\theta + T_{13}V \cos\theta \Delta\sigma - DT_{11} \quad (16)$$

$$f_2 = -T_{21}g \sin\theta + T_{21}\Delta V - T_{22}g \cos\theta + T_{22}V\Delta\theta + T_{23}V \cos\theta \Delta\sigma - DT_{21} \quad (17)$$

结合式(2)~(4)所示寻的导弹气动力加速度模型, 式(15)可整理为:

$$\begin{bmatrix} a_M^{ys} \\ a_M^{zs} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{bmatrix} + A \begin{bmatrix} K_L C_{L\delta z} \delta_z \\ K_N C_{N\delta y} \delta_y \end{bmatrix} + A \begin{bmatrix} K_L C_{L\alpha} & K_L C_{L\beta} \\ K_N C_{N\alpha} & K_N C_{N\beta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} \quad (18)$$

矩阵  $A \in \mathbf{R}^{2 \times 2}$  的具体形式为:

$$A = \begin{bmatrix} T_{12} & T_{13} \\ T_{22} & T_{23} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\sigma & -\sin\sigma \\ -\sin\sigma & -\cos\sigma \end{bmatrix} \quad (19)$$

则式(12)所示的弹-目三维相对运动模型可整理为:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\varepsilon} \\ \ddot{\eta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_\varepsilon \\ f_\eta \end{bmatrix} + BA \begin{bmatrix} K_L C_{L\alpha} & K_L C_{L\beta} \\ K_N C_{N\alpha} & K_N C_{N\beta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} \quad (20)$$

变量  $f_\varepsilon, f_\eta$  的形式为:

$$\begin{bmatrix} f_\varepsilon \\ f_\eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2\dot{R}\dot{\varepsilon}/R - \dot{\eta}^2 \cos\varepsilon \sin\varepsilon + a_T^{ys}/R \\ -2\dot{R}\dot{\eta}/R + 2\dot{\varepsilon}\dot{\eta} \sin\varepsilon/\cos\varepsilon - a_T^{zs}/R/\cos\varepsilon \end{bmatrix} + B \left( \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{bmatrix} + A \begin{bmatrix} K_L C_{L\delta z} \delta_z \\ K_N C_{N\delta y} \delta_y \end{bmatrix} \right) \quad (21)$$

矩阵  $B \in \mathbf{R}^{2 \times 2}$  表达式为:

$$B = \begin{bmatrix} -1/R & 0 \\ 0 & 1/R/\cos\varepsilon \end{bmatrix} \quad (22)$$

将攻角和侧滑角视为式(20)所示三维相对运动模型的输入控制量, 并通过式(23)将寻的导弹的三维落角约束问题转换为视线倾角和视线偏角的并联跟踪问题<sup>[2,16]</sup>, 进而通过对视线角及其角速率的控制即可得到质心回路的攻角和侧滑角指令。

$$\begin{cases} \theta(t_f) = \varphi(t_f) - \alpha(t_f) = \varphi_f - \alpha_f \\ R\dot{\varepsilon} = V_y \sin[\varepsilon(t_f) - \theta(t_f)] \rightarrow 0, |\varepsilon(t_f) - \theta(t_f)| < \pi/2 \\ \sigma(t_f) = \psi(t_f) - \beta(t_f) = \psi_f - \beta_f \\ R \cos\varepsilon \dot{\eta} = V_z \sin[\eta(t_f) - \sigma(t_f)] \rightarrow 0, |\eta(t_f) - \sigma(t_f)| < \pi/2 \end{cases} \quad (23)$$

式中:  $t_f$  为终端时间;  $\varphi_f, \psi_f$  为期望的俯仰落角和偏航落角, 已知仿真终端时刻攻角和侧滑角一般为小量, 则根据式(23)可知  $\varepsilon_f = \varphi_f, \eta_f = \psi_f; \varepsilon_f, \eta_f$  为终端时刻的期望视线倾角和视线偏角。设置  $e_\varepsilon, e_\eta$  分别为视线倾角和视线偏角的跟踪误差, 则带三维落角约束的外环制导任务可表示为:

$$\begin{cases} e_\varepsilon \rightarrow 0, \dot{e}_\varepsilon \rightarrow 0, e_\eta = \varepsilon - \varepsilon_f \\ e_\eta \rightarrow 0, \dot{e}_\eta \rightarrow 0, e_\eta = \eta - \eta_f \end{cases} \quad (24)$$

式中,  $\dot{e}_\varepsilon \rightarrow 0$  和  $\dot{e}_\eta \rightarrow 0$  是通过控制视线角速率来实现精确制导任务, 三维落角约束的实现则由  $e_\varepsilon \rightarrow 0$  和  $e_\eta \rightarrow 0$  来保证。鉴于此, 设计如下滑模面向量:

$$\mathbf{S}_0 = \begin{bmatrix} S_{01} \\ S_{02} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_\varepsilon e_\varepsilon + \dot{e}_\varepsilon \\ K_\eta e_\eta + \dot{e}_\eta \end{bmatrix} \quad (25)$$

式中:  $\mathbf{S}_0 \in \mathbf{R}^{2 \times 1}$  为滑模面向量;  $K_\varepsilon, K_\eta$  为设计参数, 联立式(20), 该滑模面向量的一阶导数为:

$$\dot{\mathbf{S}}_0 = \begin{bmatrix} K_\varepsilon \dot{e}_\varepsilon \\ K_\eta \dot{e}_\eta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f_\varepsilon \\ f_\eta \end{bmatrix} + \mathbf{BA} \begin{bmatrix} K_L C_{L\alpha} & K_L C_{L\beta} \\ K_N C_{N\alpha} & K_N C_{N\beta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} \quad (26)$$

意识到变量  $f_\varepsilon, f_\eta$  中包含模型不确定项, 若无法获取不确定项的量值, 则很难设计攻角和侧滑角控制量, 为此采用扩张状态观测器实现对变量  $f_\varepsilon, f_\eta$  的观测和估计<sup>[17-19]</sup>:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{Z}}_{11} = \mathbf{Z}_{12} - \beta_{11} \mathbf{E}_1 + \mathbf{A} \begin{bmatrix} K_L C_{L\alpha} & K_L C_{L\beta} \\ K_N C_{N\alpha} & K_N C_{N\beta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} \\ \dot{\mathbf{Z}}_{12} = -\beta_{12} \mathbf{E}_1 \end{cases} \quad (27)$$

式中:  $\beta_{11}, \beta_{12}$  为待设计参数;  $\mathbf{Z}_{11}, \mathbf{Z}_{12} \in \mathbf{R}^{2 \times 1}$  为扩张状态观测器的状态向量; 误差向量  $\mathbf{E}_1 \in \mathbf{R}^{2 \times 1}$  的计算式为:

$$\mathbf{E}_1 = \begin{bmatrix} Z_{11,1} - \dot{\varepsilon} \\ Z_{11,2} - \dot{\eta} \end{bmatrix} \quad (28)$$

式中:  $Z_{11,1}, Z_{11,2}$  为状态向量  $\mathbf{Z}_{11}$  的元素; 状态向量  $\mathbf{Z}_{12}$  的两个元素  $Z_{12,1}, Z_{12,2}$  即为包含不确定项的变量  $f_\varepsilon, f_\eta$  的状态估计值。根据终端滑模控制方法, 设计如下攻角和侧滑角指令:

$$\begin{bmatrix} \alpha_c \\ \beta_c \end{bmatrix} = \mathbf{C}^{-1} \left( -\mathbf{K}_0 \mathbf{S}_0 - \kappa_1 \begin{bmatrix} |S_{01}|^{\nu_1} \text{sgn}(S_{01}) \\ |S_{02}|^{\nu_1} \text{sgn}(S_{02}) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_\varepsilon \dot{e}_\varepsilon \\ K_\eta \dot{e}_\eta \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} Z_{12,1} \\ Z_{12,2} \end{bmatrix} \right) \quad (29)$$

式中,  $\mathbf{K}_0 \in \mathbf{R}^{2 \times 2}$  为待设计反馈参数,  $0 < \kappa_1, 0 < \nu_1 < 1$  为待设计控制参数, 矩阵  $\mathbf{C} \in \mathbf{R}^{2 \times 2}$  为:

$$\mathbf{C} = \mathbf{BA} \begin{bmatrix} K_L C_{L\alpha} & K_L C_{L\beta} \\ K_N C_{N\alpha} & K_N C_{N\beta} \end{bmatrix} \quad (30)$$

同时, 根据寻的导弹侧滑转弯控制策略可知倾侧角指令为  $\mathbf{v}_c = 0$ <sup>[16,21]</sup>, 至此, 制导系统外环回路设计完成。需要说明的是, 式(29)所示制导控制律的实现需要一个前提假设, 即矩阵  $\mathbf{C} \in \mathbf{R}^{2 \times 2}$  有界且是可逆的; 由于该矩阵的形式复杂, 很难从理论上给予证明, 为此这里给出一个合理的假设:

矩阵  $\mathbf{C}$  有界且可逆, 且该假设会通过六自由度仿真结果进行证明。

## 2.2 姿控系统

建立线性形式的绕质心控制模型, 基于 2.1 节的外环制导指令, 完成姿控系统的设计。首先对俯仰角、偏航角和滚转角进行二次求导可得:

$$\begin{cases} \ddot{\gamma} = \dot{\omega}_x - \dot{\omega}_y \cos \gamma \tan \varphi + \dot{\omega}_z \sin \gamma \tan \varphi + \\ \quad \tan \varphi \omega_y \sin \gamma \dot{\gamma} + \tan \varphi \omega_z \cos \gamma \dot{\gamma} - \\ \quad \dot{\varphi} \sec \varphi \sec \varphi \omega_y \cos \gamma + \dot{\varphi} \sec \varphi \sec \varphi \omega_z \sin \gamma \\ \ddot{\psi} = \dot{\omega}_y \cos \gamma \sec \varphi - \dot{\omega}_z \sin \gamma \sec \varphi - \omega_y \sec \varphi \sin \gamma \dot{\gamma} - \\ \quad \omega_z \sec \varphi \cos \gamma \dot{\gamma} + \omega_y \cos \gamma \tan \varphi \sec \varphi \dot{\varphi} - \\ \quad \omega_z \sin \gamma \tan \varphi \sec \varphi \dot{\varphi} \\ \ddot{\varphi} = \dot{\omega}_y \sin \gamma + \dot{\omega}_z \cos \gamma + \omega_y \cos \gamma \dot{\gamma} - \omega_z \sin \gamma \dot{\gamma} \end{cases} \quad (31)$$

将式(31)整理为式(32)线性形式:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\psi} \\ \ddot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_3 \\ f_4 \\ f_5 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \\ 0 & \cos \gamma \sec \varphi & -\sin \gamma \sec \varphi \\ 1 & -\tan \varphi \cos \gamma & \tan \varphi \sin \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} \quad (32)$$

式(32)中变量  $f_3, f_4, f_5$  的表达式为:

$$f_3 = \omega_y \cos \gamma \dot{\gamma} - \omega_z \sin \gamma \dot{\gamma} \quad (33)$$

$$f_4 = \omega_y \cos \gamma \tan \varphi \sec \varphi \dot{\varphi} - \omega_z \sin \gamma \tan \varphi \sec \varphi \dot{\varphi} - \omega_y \sin \gamma \sec \varphi \dot{\gamma} - \omega_z \cos \gamma \sec \varphi \dot{\gamma} \quad (34)$$

$$f_5 = \omega_y \sin \gamma \tan \varphi \dot{\gamma} + \omega_z \cos \gamma \tan \varphi \dot{\gamma} - \omega_y \cos \gamma \sec \varphi \sec \varphi \dot{\varphi} + \omega_z \sin \gamma \sec \varphi \sec \varphi \dot{\varphi} \quad (35)$$

联立式(6)所示绕质心动力学方程, 式(32)可整理为:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\psi} \\ \ddot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_\varphi \\ f_\psi \\ f_\gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \\ 0 & \cos \gamma \sec \varphi & -\sin \gamma \sec \varphi \\ 1 & -\tan \varphi \cos \gamma & \tan \varphi \sin \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{M}_x / J_{xx} \\ \mathbf{M}_y / J_{yy} \\ \mathbf{M}_z / J_{zz} \end{bmatrix} \quad (36)$$

变量  $f_\varphi, f_\psi, f_\gamma$  的具体形式为:

$$\begin{bmatrix} f_\varphi \\ f_\psi \\ f_\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_3 \\ f_4 \\ f_5 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \\ 0 & \cos \gamma \sec \varphi & -\sin \gamma \sec \varphi \\ 1 & -\tan \varphi \cos \gamma & \tan \varphi \sin \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (J_{yy} - J_{zz}) \omega_z \omega_y / J_{xx} + \Delta \omega_x \\ (J_{zz} - J_{xx}) \omega_x \omega_z / J_{yy} + \Delta \omega_y \\ (J_{xx} - J_{yy}) \omega_y \omega_x / J_{zz} + \Delta \omega_z \end{bmatrix} \quad (37)$$

将式(36)中气动力矩项用式(7)~(9)所示气动力矩计算公式替代, 整理可得:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\psi} \\ \ddot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta \varphi \\ \Delta \psi \\ \Delta \gamma \end{bmatrix} + \mathbf{D} \begin{bmatrix} K_x m_{x, \delta x} & 0 & 0 \\ 0 & K_y m_{y, \delta y} & 0 \\ 0 & 0 & K_z m_{z, \delta z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} \quad (38)$$

式中变量  $\Delta\varphi, \Delta\psi, \Delta\gamma$  的表达式为:

$$\begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\psi \\ \Delta\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_\varphi \\ f_\psi \\ f_\gamma \end{bmatrix} + \mathbf{D} \begin{bmatrix} K_x m_{x\alpha} \alpha + K_x m_{x\beta} \beta \\ K_y m_{y\beta} \beta \\ K_z m_{z\alpha} \alpha \end{bmatrix} \quad (39)$$

矩阵  $\mathbf{D} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$  的具体形式为:

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\gamma & \cos\gamma \\ 0 & \cos\gamma \sec\varphi & -\sin\gamma \sec\varphi \\ 1 & -\tan\varphi \cos\gamma & \tan\varphi \sin\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \quad (40)$$

通过式(29)所得的攻角和侧滑角指令,结合零值倾侧角指令,联立航迹角和航向角,采用文献[16]和文献[20]提供的方法解算对应的俯仰角、偏航角和滚转角指令并设计如下滑模面向量:

$$\mathbf{S}_1 = \begin{bmatrix} S_{11} \\ S_{12} \\ S_{13} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_\varphi e_\varphi + \dot{e}_\varphi \\ K_\psi e_\psi + \dot{e}_\psi \\ K_\gamma e_\gamma + \dot{e}_\gamma \end{bmatrix} \quad (41)$$

式中:  $\mathbf{S}_1 \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$  为滑模面向量;  $K_\varphi, K_\psi, K_\gamma$  为待设计控制参数; 俯仰角、偏航角和滚转角的跟踪误差  $e_\varphi, e_\psi, e_\gamma$  定义为:

$$\begin{cases} e_\varphi = \varphi - \varphi_c \\ e_\psi = \psi - \psi_c \\ e_\gamma = \gamma - \gamma_c \end{cases} \quad (42)$$

式中:  $\varphi, \psi, \gamma$  为真实的俯仰、偏航和滚转角;  $\varphi_c, \psi_c, \gamma_c$  为俯仰、偏航和滚转角指令。联立式(38), 滑模面向量  $\mathbf{S}_1$  的一阶导数可整理为:

$$\begin{bmatrix} \dot{S}_{11} \\ \dot{S}_{12} \\ \dot{S}_{13} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_\varphi (\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_c) + (\ddot{\varphi} - \ddot{\varphi}_c) \\ K_\psi (\dot{\psi} - \dot{\psi}_c) + (\ddot{\psi} - \ddot{\psi}_c) \\ K_\gamma (\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_c) + (\ddot{\gamma} - \ddot{\gamma}_c) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_\varphi (\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_c) - \ddot{\varphi}_c \\ K_\psi (\dot{\psi} - \dot{\psi}_c) - \ddot{\psi}_c \\ K_\gamma (\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_c) - \ddot{\gamma}_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\psi \\ \Delta\gamma \end{bmatrix} + \mathbf{D} \begin{bmatrix} K_x m_{x, \delta x} & 0 & 0 \\ 0 & K_y m_{y, \delta y} & 0 \\ 0 & 0 & K_z m_{z, \delta z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} \quad (43)$$

式中变量  $\Delta\varphi, \Delta\psi, \Delta\gamma$  包含不确定项, 为准确估计这三个变量的值, 设计如下扩张状态观测器:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{Z}}_{21} = \mathbf{Z}_{22} - \beta_{21} \mathbf{E}_2 + \mathbf{E} \delta \\ \dot{\mathbf{Z}}_{22} = -\beta_{22} \mathbf{E}_2 \end{cases} \quad (44)$$

式中  $\mathbf{Z}_{21}, \mathbf{Z}_{22} \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$  为扩张状态观测器的状态向量, 误差向量  $\mathbf{E}_2 \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$  为:

$$\mathbf{E}_2 = \begin{bmatrix} Z_{21.1} - \dot{\varphi} \\ Z_{21.2} - \dot{\psi} \\ Z_{21.3} - \dot{\gamma} \end{bmatrix} \quad (45)$$

矩阵  $\mathbf{E} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$  具体形式为:

$$\mathbf{E} = \mathbf{D} \begin{bmatrix} K_x m_{x, \delta x} & 0 & 0 \\ 0 & K_y m_{y, \delta y} & 0 \\ 0 & 0 & K_z m_{z, \delta z} \end{bmatrix} \quad (46)$$

式(44)中向量  $\delta \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ ,  $\delta = [\delta_x, \delta_y, \delta_z]^T$  为舵偏角控制向量, 向量  $\mathbf{Z}_{22}$  的元素  $Z_{22.1}, Z_{22.2}, Z_{22.3}$  为变量  $\Delta\varphi, \Delta\psi, \Delta\gamma$  的估计值, 而后设计如下形式的舵偏角输入:

$$\begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} = \mathbf{E}^{-1} \left( -\mathbf{K}_1 \begin{bmatrix} S_{11} \\ S_{12} \\ S_{13} \end{bmatrix} - \kappa_2 \begin{bmatrix} |S_{11}|^{\nu_2} \text{sgn}(S_{11}) \\ |S_{12}|^{\nu_2} \text{sgn}(S_{12}) \\ |S_{13}|^{\nu_2} \text{sgn}(S_{13}) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_\varphi (\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_c) - \ddot{\varphi}_c \\ K_\psi (\dot{\psi} - \dot{\psi}_c) - \ddot{\psi}_c \\ K_\gamma (\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_c) - \ddot{\gamma}_c \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} Z_{22.1} \\ Z_{22.2} \\ Z_{22.3} \end{bmatrix} \right) \quad (47)$$

式中  $\mathbf{K}_1 \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$  为待设计参数矩阵,  $0 < \kappa_2, 0 < \nu_2 < 1$  为待设计参数。需要说明的是, 在式(47)所示舵偏角解算过程中, 矩阵  $\mathbf{E}$  假设是可逆的, 且此假设会通过六自由度仿真结果进行验证。

### 3 仿真验证

首先给出寻的导弹的相关参数, 其气动力和气动力矩系数为<sup>[2]</sup>:  $C_{D0} = 0.32, C_{D\alpha} = 0.21, C_{D\beta} = 0.19, C_{D\alpha\beta} = 25.38, C_{D\delta x} = 0.05, C_{D\delta y} = 0.07, C_{D\delta z} = 0.06$

$$\begin{cases} C_{L\alpha} = 57.16 \\ C_{L\beta} = -0.08 \\ C_{L\delta z} = 5.74 \end{cases} \quad (48)$$

$$\begin{cases} C_{N\alpha} = 0.09 \\ C_{N\beta} = -56.31 \\ C_{N\delta y} = -5.62 \end{cases} \quad (49)$$

$$\begin{cases} m_{x\alpha} = 0.46 \\ m_{x\beta} = -0.37 \\ m_{x, \delta x} = 2.12 \end{cases} \quad (50)$$

$$\begin{cases} m_{y\beta} = -27.31 \\ m_{y, \delta y} = -26.57 \end{cases} \quad (51)$$

$$\begin{cases} m_{z\alpha} = -28.61 \\ m_{z, \delta z} = -27.92 \end{cases} \quad (52)$$

此外, 寻的导弹的标称质量为  $m = 1200 \text{ kg}$ , 气动参考面积为  $S = 0.42 \text{ m}^2$ , 气动参考长度为  $L = 0.68 \text{ m}$ , 转动惯量为  $J_{xx} = 100 \text{ kg/m}^2, J_{yy} =$

5700 kg/m<sup>2</sup>, J<sub>zz</sub> = 5600 kg/m<sup>2</sup>。寻的导弹质心动力学模型中的不确定项设置如下:

$$\begin{cases} \Delta V = 3 \cdot \sin(t/10) \text{ m/s}^2 \\ \Delta \theta = 0.5 \cdot \sin(t/20) (\text{°})/\text{s} \\ \Delta \sigma = 0.5 \cdot \sin(t/20) (\text{°})/\text{s} \end{cases} \quad (53)$$

寻的导弹绕质心动力学中的不确定项设置如下:

$$\begin{cases} \Delta \omega_x = 0.5 \cdot \sin(t/15) (\text{°})/\text{s}^2 \\ \Delta \omega_y = 1.0 \cdot \sin(t/10) (\text{°})/\text{s}^2 \\ \Delta \omega_z = 1.0 \cdot \sin(t/10) (\text{°})/\text{s}^2 \end{cases} \quad (54)$$

### 3.1 有效性验证

地面固定目标位置在地面惯性坐标系三轴的分量为 X<sub>T</sub> = 3000 m, Y<sub>T</sub> = 0 m, Z<sub>T</sub> = 0 m, 其速度和加速度均为零。寻的导弹绕质心回路状态变量的初值设置如下: φ<sub>0</sub> = -10°, ψ<sub>0</sub> = 5°, γ<sub>0</sub> = 0°, ω<sub>x0</sub> = ω<sub>y0</sub> = ω<sub>z0</sub> = 0°/s。

寻的导弹质心回路状态变量的初值设置为: V<sub>0</sub> = 300 m/s, θ<sub>0</sub> = -5°, σ<sub>0</sub> = 0°, X<sub>0</sub> = 0 m, Y<sub>0</sub> = 3000 m, Z<sub>0</sub> = 0 m。

寻的导弹的三维落角约束设置为: φ<sub>f</sub> = -80°, ψ<sub>f</sub> = 0°。

六自由度制导控制系统的各项控制参数设置为: K<sub>ε</sub> = 0.5, K<sub>η</sub> = 0.3, K<sub>φ</sub> = 2, K<sub>ψ</sub> = 1.5, K<sub>γ</sub> = 1.5; β<sub>11</sub> = 200, β<sub>12</sub> = 10 000, β<sub>21</sub> = 100, β<sub>22</sub> = 20 000; K<sub>0</sub> = diag([0.8, 0.8]), κ<sub>1</sub> = 0.8, ν<sub>1</sub> = 0.5, K<sub>1</sub> = diag([8, 8, 8]), κ<sub>2</sub> = 1.5, ν<sub>2</sub> = 0.6。

地面固定目标场景的仿真结果如图 1~6 所示。副翼偏角、方向舵偏角和俯仰舵偏角的变化曲线如图 1 所示,由结果可知舵偏角控制量均光滑有界,即寻的导弹可在其控制能力范围内完成预设的制导控制任务。攻角、侧滑角和倾侧角变化曲线如图 2 所示,制导系统角度指令变化平缓便于姿控系统跟踪;由于俯仰通道内的落角约束是主要控制任务,所以攻角变化幅度相较于侧滑角是较大的。

俯仰角、偏航角和滚转角变化曲线如图 3 所示,期望的终端俯仰角是 -80°,仿真终止时刻的俯仰角为 -79.65°;期望的终端偏航角是 0°,仿真终止时刻的偏航角为 0.012 43°;三维落角约束任务可以以较高的精度实现。速度、航迹角和航向角变化曲线如图 4 所示,根据仿真结果可知航迹角和航向角的变化规律与俯仰角和偏航角的变化规律基本一致,该结果与攻角和侧滑角的变化规律也是吻合的。弹-目相对距离和视线角一阶导数的变化曲线如图 5 所示,根据结果

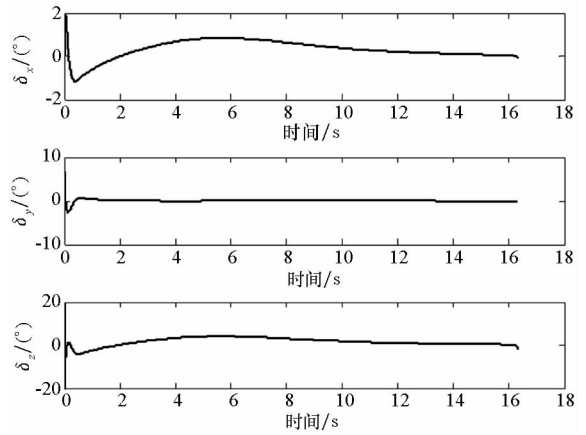


图 1 舵偏角变化曲线

Fig. 1 Curves of control surface fin deflections

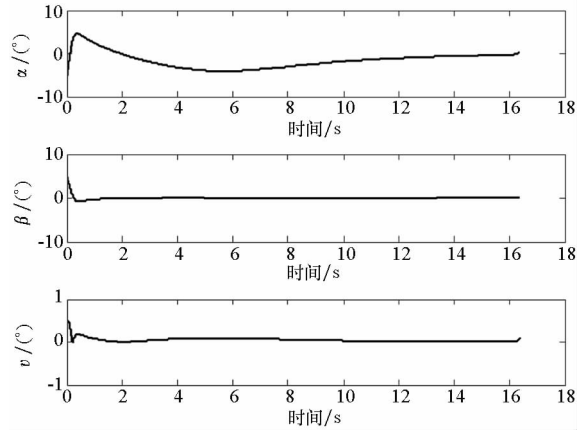


图 2 攻角、侧滑角和倾侧角变化曲线

Fig. 2 Curves of angle of attack, sideslip angle, and bank angle

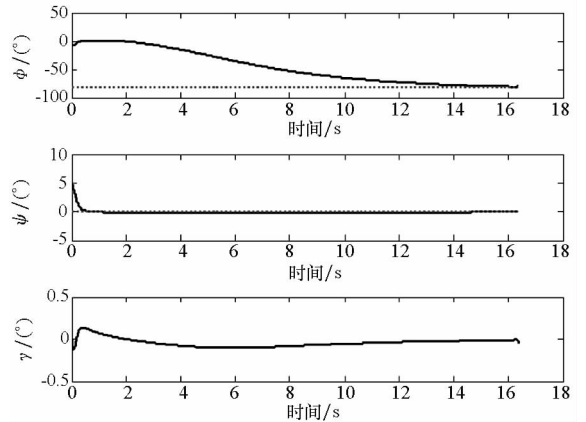


图 3 俯仰角、偏航角和滚转角变化曲线

Fig. 3 Curves of the pitch, yaw, and roll angles

可知该方法对视线角速率的控制精度是比较高的,以飞行触地为终止条件得到的终端弹-目相对距离为 0.183 4 m。

寻的导弹的空间三维轨迹和地面航迹如图 6 所示,地面固定目标用五角星标示。

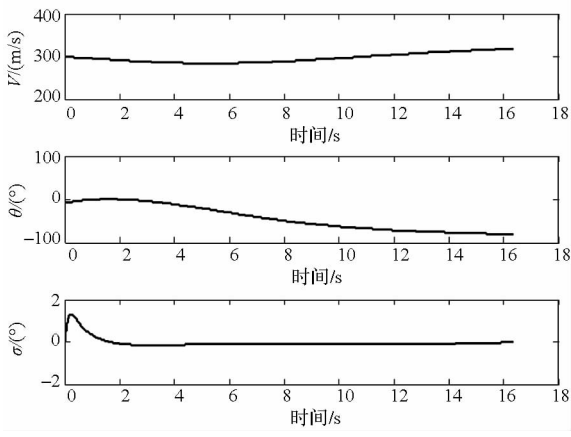


图 4 速度、航迹角和航向角变化曲线

Fig. 4 Curves of velocity, flight path angle and heading angle

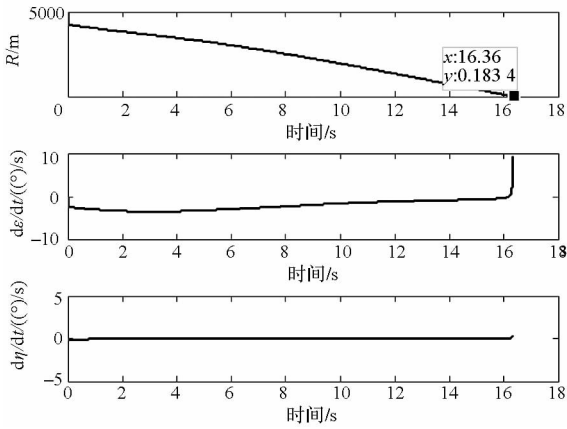


图 5 相对距离和视线角速率变化曲线

Fig. 5 Curves of variables of the relative distance and the line-of-sight rate

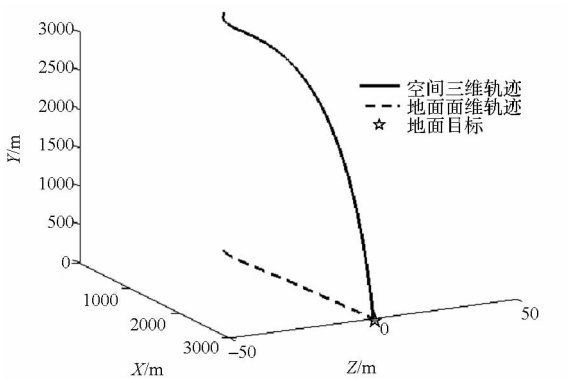


图 6 寻的导弹轨迹变化曲线

Fig. 6 Curves of trajectories of the homing missile

### 3.2 鲁棒性验证

需要说明的是,图 1~6 所示结果均是标称参数条件下的数值仿真结果。图 7 给出蒙特卡洛仿真得到的终端命中精度散布结果;在 200 次模拟打靶仿真过程中,每一时刻的大气密度、飞行器气

动力系数和气动力矩系数均加入  $3\sigma = 15\%$  的高斯随机误差,其他仿真条件不变;由 200 次模拟打靶仿真结果可知,该制导与姿控系统设计方法的终端命中精度均值为  $0.3834\text{ m}$ ,均方差为  $0.7851\text{ m}$ ,该制导与姿控方法的命中精度是可以接受的。

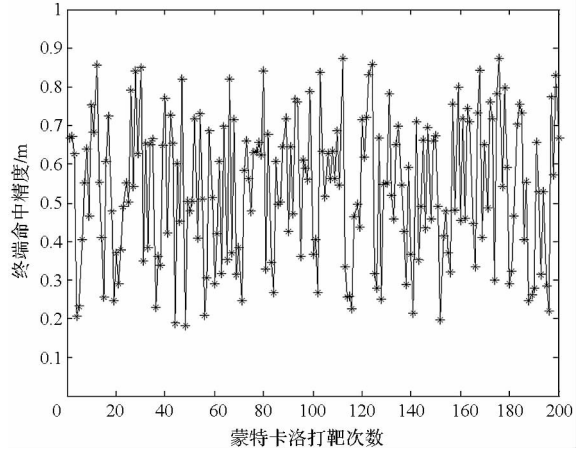


图 7 终端命中精度散布图

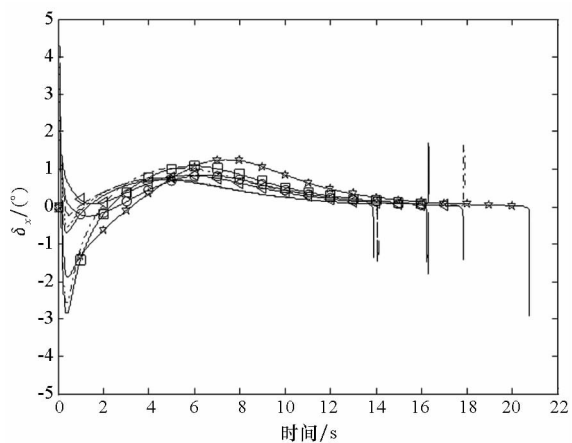
Fig. 7 Dispersions of the terminal hit precision

针对表 1 所示 8 种质心变量初态偏差组合(表中  $V_0$  的单位为  $\text{m/s}$ ;  $\theta_0$  和  $\sigma_0$  的单位为  $(^\circ)$ ;  $X_0, Z_0$  和  $Y_0$  的单位为  $\text{m}$ ),得到如图 8~12 所示的仿真结果。图 8 为副翼偏角、方向舵偏和升降舵偏指令变化曲线;图 9 为攻角、侧滑角和倾侧角变化曲线;图 10 为飞行器俯仰角、偏航角和滚转角变化曲线;图 11 为速度、速度倾角和航向角变化曲线;图 12 为飞行器三维轨迹。根据图 8~12 仿真结果可知,该制导与姿控设计方法能有效应对不同的初态偏差影响,并最终完成六自由度制导控制任务,8 种偏差组合中终端命中精度最大为  $0.9435\text{ m}$ ,从而验证了该方法具有较强的鲁棒性。

表 1 质心状态变量初态偏差组合

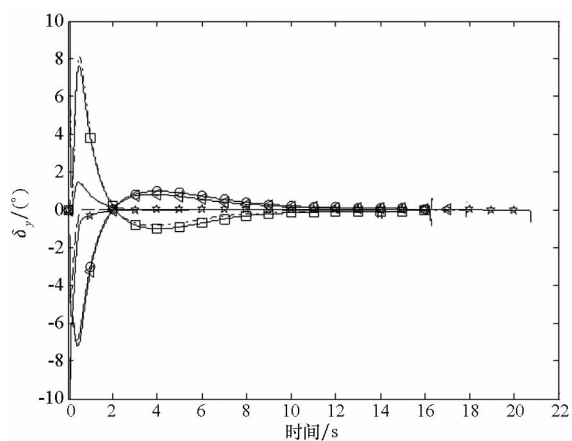
Tab. 1 Initial deviations of translational variables

初态状态偏差组合	标示线型
$V_0 = 350, \theta_0 = -3, \sigma_0 = 3, X_0 = Z_0 = 0, Y_0 = 3000$	实线
$V_0 = 350, \theta_0 = 3, \sigma_0 = -3, X_0 = Z_0 = 0, Y_0 = 3000$	虚线
$V_0 = 350, \theta_0 = 3, \sigma_0 = 3, X_0 = Z_0 = 0, Y_0 = 3000$	点线
$V_0 = 300, \theta_0 = \sigma_0 = 0, X_0 = 0, Z_0 = -500, Y_0 = 3500$	点划线
$V_0 = 300, \theta_0 = \sigma_0 = 0, X_0 = 0, Z_0 = 500, Y_0 = 3500$	△形实线
$V_0 = 300, \theta_0 = \sigma_0 = 0, X_0 = 0, Z_0 = -500, Y_0 = 2500$	□形虚线
$V_0 = 300, \theta_0 = \sigma_0 = 0, X_0 = 0, Z_0 = 500, Y_0 = 2500$	○形实线
$V_0 = 250, \theta_0 = -3, \sigma_0 = -3, X_0 = Z_0 = 0, Y_0 = 3000$	☆形虚线



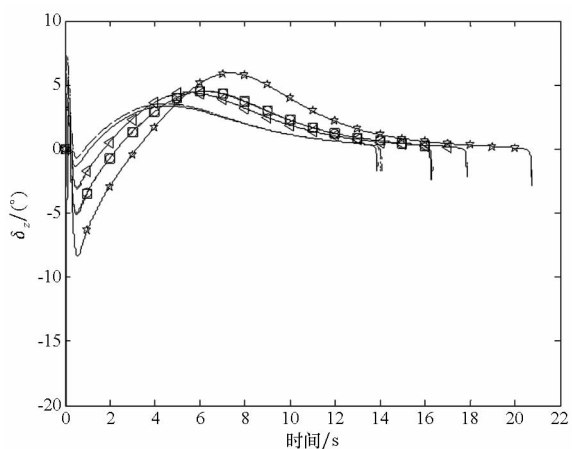
(a) 副翼舵偏角曲线

(a) Curves of aileron fin deflections



(b) 方向舵偏角曲线

(b) Curves of the rudder fin deflections

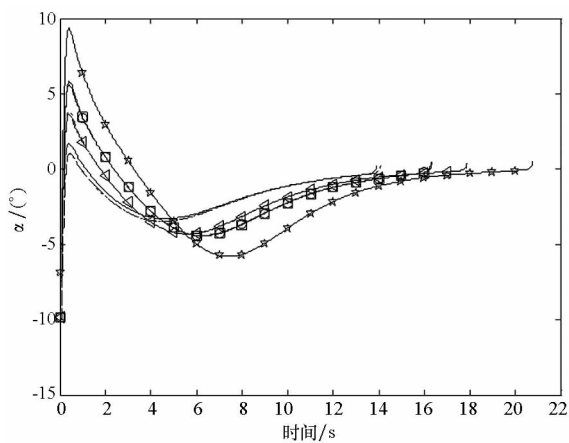


(c) 俯仰舵偏角曲线

(c) Curves of the pitch fin deflections

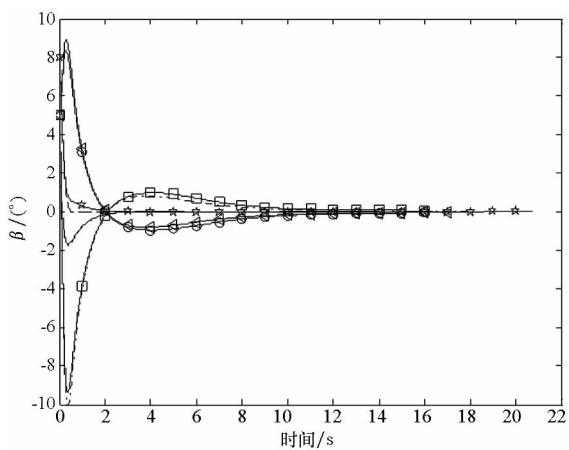
图8 舵偏角变化曲线

Fig.8 Curves of control surface fin deflections



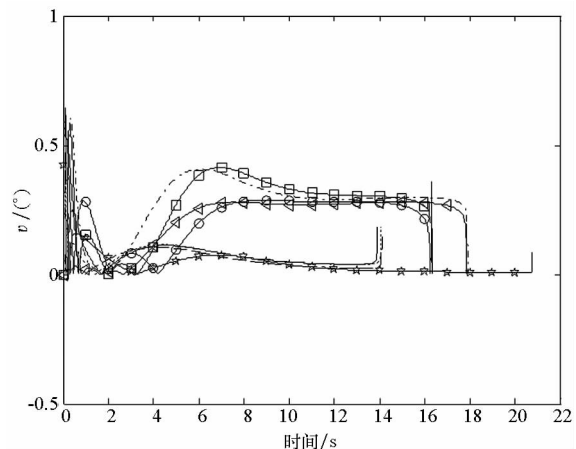
(a) 攻角曲线

(a) Curves of the angle of attack



(b) 侧滑角曲线

(b) Curves of the sideslip angle



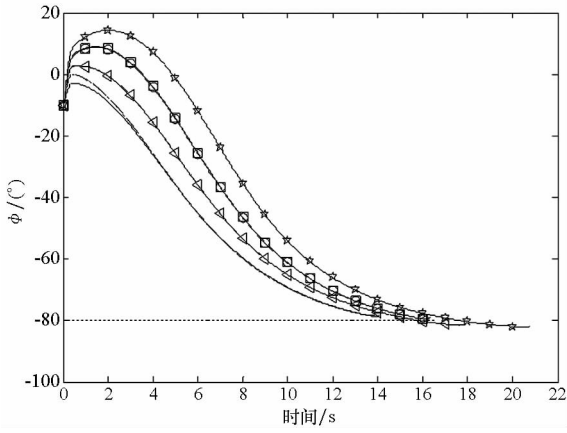
(c) 倾侧角曲线

(c) Curves of the bank angle

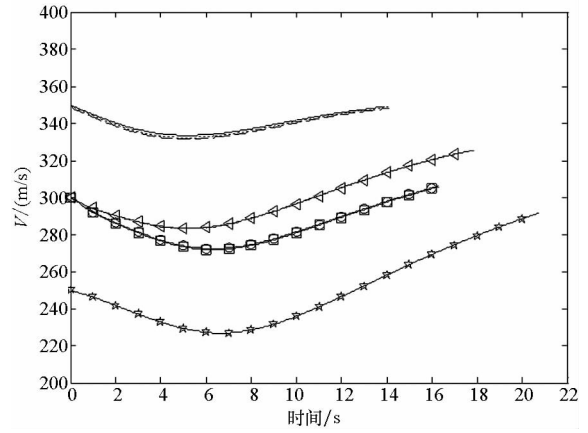
图9 攻角、侧滑角和倾侧角变化曲线

Fig.9 Curves of angle of attack, sideslip angle, and bank angle

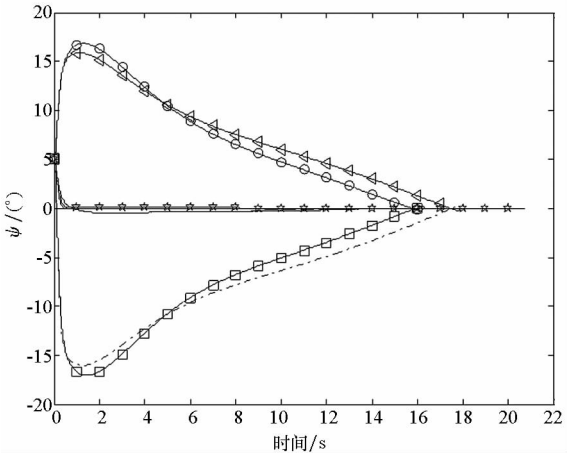




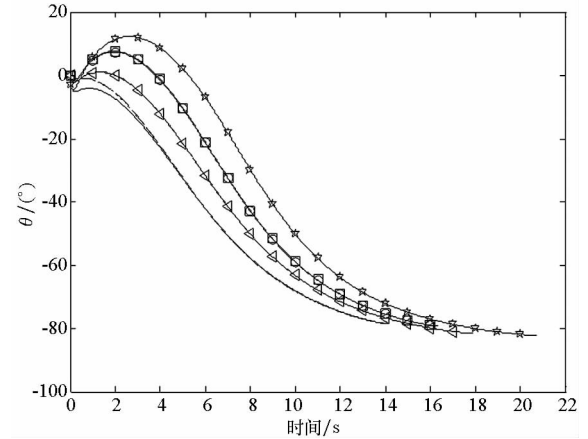
(a) 俯仰角曲线  
(a) Curves of the pitch angle



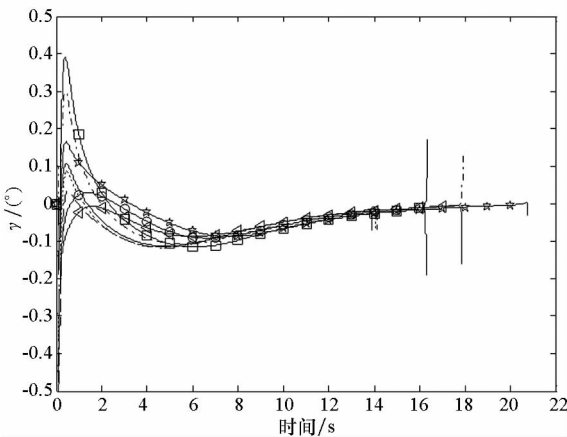
(a) 速度曲线  
(a) Curves of the velocity



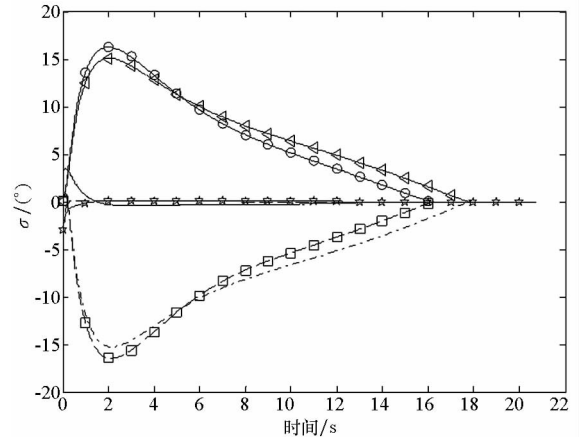
(b) 偏航角曲线  
(b) Curves of the yaw angle



(b) 速度倾角曲线  
(b) Curves of the flight path angle



(c) 滚转角曲线  
(c) Curves of the roll angle



(c) 航向角曲线  
(c) Curves of the heading angle

图 10 俯仰角、偏航角和滚转角变化曲线

Fig. 10 Curves of the pitch, yaw, and roll angles

图 11 速度、航迹角和航向角变化曲线

Fig. 11 Curves of velocity, flight path angle and heading angle

需要说明的是,在实施本文提出的六自由度制导与姿态控制系统设计方法时,矩阵  $C$  和矩阵  $E$  假设是可逆的;如前所述,由于两个矩阵形式复杂,很难在理论上进行严谨的数学证明,故而提出利用仿真结果进行反证的方法,即若两者有一个

是不可逆或是奇异的,则六自由度仿真便无法继续推演,而通过该部分的仿真验证可知,对于地面固定目标,本文提出的制导与姿控系统设计方法均能按要求完成预设的制导控制任务,即在进行

控制量解算和六自由度仿真时,矩阵  $C$  和矩阵  $E$  都是有界且可逆的。

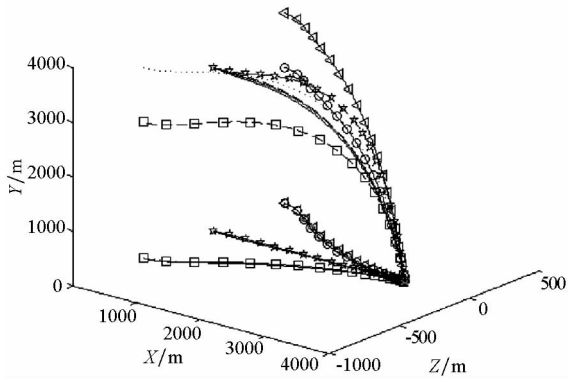


图 12 寻的导弹轨迹变化曲线

Fig. 12 Curves of trajectories of the homing missile

## 4 结论

针对带三维落角约束的寻的导弹制导与姿控系统问题,提出一种基于滑模控制和扩张状态观测器的制导与姿控系统方法。与已有文献相比,本文考虑了寻的导弹质心和绕质心回路动力学模型的不确定项,并利用扩张状态观测器实现对不确定项的估计和补偿;建立准确的弹-目三维相对运动模型并建立具有线性形式的绕质心动力学模型设计双环路控制结构,并利用终端滑模控制方法完成控制任务。总体来讲,该方法能通过简捷和易于实现的控制环路以及较少的控制系统设计参数完成带落角约束的寻的导弹六自由度制导与姿控任务。

## 参考文献 (References)

- [1] 严哈. 鲁棒非线性导引与控制律一体化设计研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2013.  
YAN Han. Research on robust nonlinear integrated guidance and control design [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2013. (in Chinese)
- [2] 侯明哲. 寻的导弹导引与控制一体化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.  
HOU Mingzhe. Integrated guidance and control for homing missiles [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [3] Sang B H, Jiang C S. Integrated guidance and control for a missile in the pitch plane based upon subspace stabilization [C]// Proceedings of International Conference on Chinese Control and Decision Conference, 2009: 5409 - 5414.
- [4] Wu P, Yang M. Integrated guidance and control design for missile with terminal impact angle constraint based on sliding mode control [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2010, 21(4): 623 - 628.
- [5] Menon P K, Ohlmeyer E J. Integrated design of the agile missile guidance and autopilot systems [J]. Control Engineering Practice, 2001, 9(10): 1095 - 1106.
- [6] Hou M Z, Liang X L, Duan G Z. Adaptive block dynamic surface control for integrated missile guidance and autopilot [J]. Journal of Aeronautics, 2013, 26(3): 741 - 750.
- [7] Song H T, Zhang T, Zhang G L, Li Adaptive state feedback controller for three-dimensional integrated guidance and control of interceptor [J]. Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(10): 1693 - 1701.
- [8] Serrani A, Zinnecker A M, Fiorentini L, et al. Integrated adaptive guidance and control of constrained nonlinear air-breathing hypersonic vehicle models [C]// Proceedings of American Control Conference, 2009: 3172 - 3177.
- [9] Yamasaki T, Balakrishnan S N, Takano H. Integrated guidance and autopilot design for a chasing UAV via high-order sliding modes [J]. Journal of the Franklin Institute, 2012, 349(2): 531 - 558.
- [10] Wang X H, Wang J Z. Partial integrated guidance and control for missiles with three-dimensional impact angles constraints [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(2): 644 - 657.
- [11] Wang X H, Wang J Z, Gao G. Partial integrated missile guidance and control with state observer [J]. Nonlinear Dynamics, 2015, 79(4): 2497 - 2514.
- [12] Padhi R, Chawla C, Das P G, et al. Partial integrated guidance and control of surface-to-air interceptor for high speed targets [C] // Proceedings of the American Control Conference, 2009: 4184 - 4189.
- [13] Das P, Chawla C, Padhi R. Robust partial integrated guidance and control of interceptors in terminal phase [C] // Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA 2009 - 6257, 2009.
- [14] Padhi R, Chawla C, Das P G. Partial integrated guidance and control of interceptors for high-speed ballistic targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(1): 149 - 163.
- [15] 王鹏. 高超声速巡航飞行器姿态控制方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.  
WANG Peng. Research on attitude control method for hypersonic cruise vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [16] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2000.  
QIAN Xingfang, LIN Ruixiong, ZHAO Yanan. Missile flight dynamics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2000. (in Chinese)
- [17] Zhu Z, Xu D, Liu J M, et al. Missile guidance law based on extended state observer [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2013, 60(12): 5882 - 5891.
- [18] Huang Y, Xue W. Active disturbance rejection control: methodology and theoretical analysis [J]. ISA Transactions, 2014, 53(4): 963 - 976.
- [19] Guo B Z, Zhao Z L. On convergence of the nonlinear active disturbance rejection control for MIMO systems [J]. Journal of Control and Optimization, 2013, 51(2): 1727 - 1757.
- [20] 赵汉元. 飞行器再入动力学与制导 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.  
ZHAO Hanyuan. Reentry vehicle dynamics and guidance [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997. (in Chinese)