

## 一种基于动态面控制的三维导引律

邢金和<sup>1</sup>, 王雪梅<sup>1</sup>, 马治明<sup>2</sup>, 邵国豪俊<sup>1</sup>

(1. 第二炮兵工程大学, 西安 710025; 2. 中国人民解放军96111部队, 陕西 韩城 715400)

**摘要:** 基于三维空间坐标系下的飞行器-目标相对运动方程, 应用动态面控制方法设计了一种新型三维空间导引律, 并证明了其稳定性。在导引律的设计过程中, 通过引入一阶低通滤波器, 使得导引律的最终表达形式中不含有中间变量的高阶导数, 更易于实际应用。仿真结果表明, 在目标非机动和复杂正弦机动两种情况下, 采用该导引律的飞行器都能够获得较小的脱靶量, 并且在目标机动时, 该导引律具有更高的制导精度。

**关键词:** 导引律; 动态面控制; 三维导引模型

**中图分类号:** V412.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)02-0042-05

## A Three-Dimensional Guidance Law Based on Dynamic Surface Control

XING Jin-he<sup>1</sup>, WANG Xue-mei<sup>1</sup>, MA Zhi-ming<sup>2</sup>, SHAO Guo-hao-jun<sup>1</sup>

(1. The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China; 2. No. 96111 Unit of PLA, Hancheng 715400, China)

**Abstract:** A new three-dimensional (3D) guidance law is designed by using the dynamic surface control method based on the vehicle-target dynamics in 3D coordinates, and the stability of the guidance law is proved. Some first-order, low-pass filters are introduced into the designing process to avoid the occurrence of high-order derivatives of intermediate variables in the expression of the guidance law, which makes it easy to implement in practical applications. Simulation results show that: 1) The vehicle using this guidance law can obtain smaller miss distance in both the cases that the target is non-maneuvering and is making complicated sinusoidal maneuvering; and 2) When attacking maneuvering target, this guidance law can achieve higher guidance accuracy.

**Key words:** guidance law; dynamic surface control; 3D guidance model

### 0 引言

近年来,随着高新技术在武器系统上的不断应用,目标的机动能力有了很大提高,目前广泛应用于实际工程的比例导引律<sup>[1]</sup>在应对这类高速、大机动的新目标时往往不再奏效,这促使人们将现代控制理论的研究成果应用于飞行器的制导与控制领域,例如非线性 $H_\infty$ 控制理论<sup>[2]</sup>、滑模控制理论<sup>[3]</sup>、反推(Backstepping)理论<sup>[4]</sup>和动态面控制理论<sup>[5]</sup>等。其中,反推理论在改善系统过渡过程品质中取得了令人满意的效果<sup>[6]</sup>。正如文献[6]所述,利用反推理论进行控制器设计时,每一步都要对虚拟控制量进行求导,从而导致了“计算膨

胀”的问题,使得导引律的设计更为复杂,不易工程实现。因此,为了解决反推理论应用在制导律设计中存在的诸多问题,文献[6]首次在反推设计的每一步引入了低通滤波器,提出了一种动态面控制方法(Dynamic Surface Control, DSC),克服了反推设计的缺点。

本文基于三维空间内的飞行器和目标的相对运动模型,采用动态面控制的方法,通过构造动态面变量和一阶动态滤波器,设计了一种新型三维导引律,并对该导引律的稳定性进行了证明。在设计过程中,该导引律达到了避免多次求导的效果,大大减少了导引律的计算量,易于工程实现,计算机仿真结果验证了其有效性。

### 1 三维空间内相对运动方程的建立

为了简化问题,做如下假设<sup>[7]</sup>:

- 1) 飞行器和目标均可视为质点;
- 2) 飞行器的加速度矢量与其速度矢量相垂直,即

制导指令仅改变速度的方向而不改变速度的大小。

如图1所示,  $M, T$  分别为飞行器和目标的质心,  $MT$  为视线(LOS),  $r$  为飞行器和目标间的相对距离,  $\theta_L, \phi_L$  分别为视线倾角和视线偏角,  $Oxyz$  为参考惯性坐标系,  $Ox_1y_1z_1$  为视线坐标系。

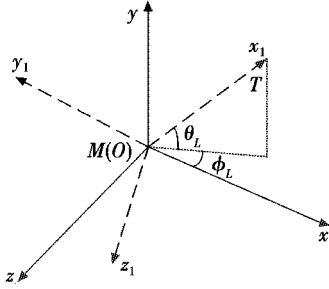


图1 飞行器与目标的运动

Fig.1 Relative motion between vehicle and target

设飞行器和目标的加速度矢量用视线坐标系中的3个轴上的分量表示为  $\mathbf{a}_M = [a_{Mr} \ a_{M\theta} \ a_{M\phi}]^T$  和  $\mathbf{a}_T = [a_{Tr} \ a_{T\theta} \ a_{T\phi}]^T$ 。由矢量求导法则

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V} + \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} = \mathbf{a}_T - \mathbf{a}_M \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{V}$  为两者的相对速度;  $\frac{d\mathbf{V}}{dt}$  为相对速度在参考惯性坐标系中对时间的导数;  $\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t}$  为相对速度在视线坐标系中对时间的导数;  $\boldsymbol{\omega}$  为视线坐标系相对参考坐标系中的旋转角速度在惯性系中的表示。则式(1)可在视线系中展开为

$$\begin{cases} \ddot{r} = r(\dot{\phi}_L)^2 \cos^2 \theta_L + r(\dot{\theta}_L)^2 + a_{Tr} - a_{Mr} \\ \ddot{\theta}_L = \frac{-2\dot{r}\dot{\theta}_L - r(\dot{\phi}_L)^2 \cos \theta_L \sin \theta_L + a_{T\theta} - a_{M\theta}}{r} \\ \ddot{\phi}_L = \frac{-2\dot{r}\dot{\phi}_L + 2\dot{\phi}_L\dot{\theta}_L \tan \theta_L - \frac{a_{T\phi} - a_{M\phi}}{r \cos \theta_L}}{r} \end{cases} \quad (2)$$

式中,  $r, \dot{r}$  分别为飞行器和目标间的相对距离和相对速度。式(2)即为三维空间内飞行器和目标的相对运动模型。

## 2 基于动态面控制的导引律设计

动态面控制是在 BSC 理论和多面滑模控制基础上引入的,这种设计方法避免了对导引律求解过程中某些变量的求导,而且不需要对干扰项的光滑性进行约束。

通常情况下,目标的机动加速度是不易获取的,但是由于目标受到自身过载能力等因素的约束,所以有一定的界限。设计导引律时假设满足  $|a_{T\theta}| < \varepsilon_1$ ,  $|a_{T\phi}| < \varepsilon_2$  ( $\varepsilon_1, \varepsilon_2$  为正常数)。

定义状态变量  $\mathbf{X}(t) = [r \ \theta_L \ \phi_L \ v_r \ v_{\theta L} \ v_{\phi L}]^T$ , 令  $\mathbf{U}(t) = [0 \ 0 \ 0 \ a_{Mr} \ a_{M\theta} \ a_{M\phi}]^T$ ,  $\boldsymbol{\Delta}(t) = [0 \ 0 \ 0 \ a_{Tr} \ a_{T\theta} \ a_{T\phi}]^T$ , 则式(2)可变为非线性状态空间方程,即

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(\mathbf{X}(t)) + \mathbf{B}\mathbf{U}(t) + \mathbf{D}\boldsymbol{\Delta}(t) \quad (3)$$

式中:

$$\mathbf{A}(\mathbf{X}(t)) = \begin{pmatrix} v_r \\ v_{\theta L} \\ r \\ -\frac{v_{\phi L}}{r \cos \theta_L} \\ \frac{v_{\theta L}^2 + v_{\phi L}^2}{r} \\ -\frac{v_r v_{\theta L} + v_{\phi L}^2 \tan \theta_L}{r} \\ -\frac{v_r v_{\phi L} + v_{\theta L} v_{\phi L} \tan \theta_L}{r} \end{pmatrix}; \mathbf{B} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{D} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \text{ 令 } \mathbf{X}_1 = [r \ \theta_L \ \phi_L], \mathbf{X}_2 = [v_r \ v_{\theta L} \ v_{\phi L}],$$

将式(3)分解为

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}_1 &= \mathbf{F}_1(\mathbf{X}_1) + \mathbf{G}_1(\mathbf{X}_1)\mathbf{X}_2 \\ \dot{\mathbf{X}}_2 &= \mathbf{F}_2(\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2) + \mathbf{G}_2(\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2)\mathbf{U}_2 + \boldsymbol{\Delta}_2 \end{aligned} \quad (4)$$

$$\text{式中: } \mathbf{F}_1(\mathbf{X}_1) = \mathbf{0}; \mathbf{G}_1(\mathbf{X}_1) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{r} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{r \cos \theta_L} \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{F}_2(\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2) = \begin{pmatrix} \frac{v_{\theta L}^2 + v_{\phi L}^2}{r} \\ -\frac{v_r v_{\theta L} + v_{\phi L}^2 \tan \theta_L}{r} \\ -\frac{v_r v_{\phi L} + v_{\theta L} v_{\phi L} \tan \theta_L}{r} \end{pmatrix}; \mathbf{G}_2(\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2) =$$

$$\begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}; \mathbf{U}_2 = \begin{pmatrix} a_{Mr} \\ a_{M\theta} \\ a_{M\phi} \end{pmatrix}, \boldsymbol{\Delta}_2 = \begin{pmatrix} a_{Tr} \\ a_{T\theta} \\ a_{T\phi} \end{pmatrix}.$$

### 2.1 导引律设计

应用动态面控制设计导引律的步骤如下所述。

1) 设计  $\mathbf{X}_2$  的虚拟控制律。

定义第一个面的误差为

$$\mathbf{S}_1 = \mathbf{X}_1 - \mathbf{X}_{1d} \quad (5)$$

式中,  $\mathbf{X}_{1d}$  为期望值  $(0 \ \theta_{ld} \ \phi_{ld})^T$ 。

对式(5)求导,得

$$\dot{\mathbf{S}}_1 = \dot{\mathbf{X}}_1 - \dot{\mathbf{X}}_{1d} = \mathbf{F}_1 + \mathbf{G}_1 \mathbf{X}_2 \quad (6)$$

选取一个控制量  $\bar{\mathbf{X}}_2$ , 使得  $\mathbf{S}_1 \rightarrow 0$ , 即

$$\bar{\mathbf{X}}_2 = \mathbf{G}_1^{-1} (-\mathbf{K}_1 \mathbf{S}_1 - \mathbf{F}_1) \quad (7)$$

式中,  $\mathbf{K}_1$  为正常数。

2) 设计控制律  $\mathbf{U}_2$ 。

将  $\bar{\mathbf{X}}_2$  通过一个时间常数为  $\tau_2 > 0$  ( $\tau_2$  为三阶对角阵) 的一阶滤波器, 可得到滤波模拟控制量  $\mathbf{X}_{2d}$ , 即

$$\begin{cases} \tau_2 \dot{\mathbf{X}}_{2d} + \mathbf{X}_{2d} = \bar{\mathbf{X}}_2 \\ \mathbf{X}_{2d}(0) = \bar{\mathbf{X}}_2(0) \end{cases} \quad (8)$$

定义第二个面的误差为

$$\mathbf{S}_2 = \mathbf{X}_2 - \mathbf{X}_{2d} \quad (9)$$

对式(9)求导,得

$$\dot{\mathbf{S}}_2 = \dot{\mathbf{X}}_2 - \dot{\mathbf{X}}_{2d} = \mathbf{F}_2 + \mathbf{G}_2 \mathbf{U}_2 + \mathbf{A}_2 - \dot{\mathbf{X}}_{2d} \quad (10)$$

设计控制量  $\mathbf{U}_2$ , 使得  $\mathbf{S}_2 \rightarrow 0$ , 即

$$\mathbf{U}_2 = \mathbf{G}_2^{-1} (-\mathbf{K}_2 \mathbf{S}_2 - \mathbf{F}_2 - \mathbf{A}_2 + \dot{\mathbf{X}}_{2d}) \quad (11)$$

由式(11)可知, 所设计的导引律中含有目标机动项, 通常情况下其值是难以获取的, 是个未知量。但目标的机动能力是有限的, 因此可采用变结构项对目标的加速度做一定补偿。

由式(5) ~ (11) 可得导引律形式为

$$\mathbf{U}_2 = \mathbf{G}_2^{-1} (-\mathbf{K}_2 \mathbf{X}_2 + (\mathbf{K}_2 - \tau_2^{-1}) \mathbf{X}_{2d} - \mathbf{F}_2 -$$

$$\mathbf{G}_1^{-1} \tau_2^{-1} \mathbf{K}_1 (\mathbf{X}_1 - \mathbf{X}_{1d}) - \mathbf{G}_1^{-1} \tau_2^{-1} \mathbf{F}_1 - \varepsilon \text{sgn}(\dot{\mathbf{X}}_1)) \quad (12)$$

由于在控制律中存在的符号项是造成系统抖振的主要原因, 因此, 结合高增益法的思想, 取如下饱和函数代替符号函数, 即

$$\text{sign}(\dot{\mathbf{X}}) = \frac{\dot{\mathbf{X}}}{\|\dot{\mathbf{X}}\| + \delta} \quad \delta > 0 \quad (13)$$

式中:  $\delta$  是一个较小的正数;  $\|s\|$  是  $s$  的范数。高增益法具有很高的增益, 对抑制系统的抖振非常有利, 当系统偏离切换面很远时, 控制作用加强, 能够使系统快速趋近切换面。

若选取  $\mathbf{K}_2 = \tau_2^{-1}$ , 导引律中不再出现  $\mathbf{X}_{2d}$ 。由于在假设中飞行器径向速度保持不变, 则对其径向运动不做控制, 导引律  $\mathbf{U}_2$  可最终表示为

$$\mathbf{U}_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{v_r v_{\theta L} + v_{\phi L}^2 \tan \theta_L}{r} + K_{22} V_{\theta L} + \frac{K_{12} r}{\tau_{12}} (\theta_L - \theta_{ld}) + \varepsilon \text{sign}(\dot{\theta}_L) \\ -\frac{v_r v_{\phi L} + v_{\theta L} v_{\phi L} \tan \theta_L}{r} + K_{23} V_{\phi L} - \frac{K_{13} r \cos \theta_L}{\tau_{13}} (\phi_L - \phi_{ld}) + \varepsilon \text{sign}(\dot{\phi}_L) \end{bmatrix} \quad (14)$$

## 2.2 稳定性分析

定义边界层误差

$$\mathbf{Y}_2 = \mathbf{X}_{2d} - \bar{\mathbf{X}}_2 \quad (15)$$

对  $\mathbf{Y}_2$  求导得

$$\dot{\mathbf{Y}}_2 = \dot{\mathbf{X}}_{2d} - \dot{\bar{\mathbf{X}}}_2 = -\tau_2^{-1} \mathbf{Y}_2 - \beta_2 (\mathbf{S}_1, \mathbf{Y}_2, \mathbf{K}_1, \mathbf{G}_1^{-1}, \mathbf{X}_2, \dot{\mathbf{X}}_2) \quad (16)$$

于是由 Young 不等式, 有

$$\mathbf{Y}_2^T \dot{\mathbf{Y}}_2 = -\mathbf{Y}_2^T \tau_2^{-1} \mathbf{Y}_2 + \mathbf{Y}_2^T \beta_2 \leq -\mathbf{Y}_2^T \tau_2^{-1} \mathbf{Y}_2 + \mathbf{Y}_2^T \mathbf{Y}_2 + \frac{1}{4} \beta_2^T \beta_2 \quad (17)$$

定义有界闭集  $Q_1 = \{(\mathbf{X}_2, \dot{\mathbf{X}}_2): \mathbf{X}_2^T \mathbf{X}_2 + \dot{\mathbf{X}}_2^T \dot{\mathbf{X}}_2 \leq V_0, V_0 > 0\} \subset \mathbb{R}^6$ ,  $Q_2 = \{(\mathbf{S}_2, \mathbf{Y}_2): \mathbf{S}_2^T \mathbf{S}_2 + \mathbf{Y}_2^T \mathbf{Y}_2 \leq V_1, V_1 > 0\} \subset \mathbb{R}^6$ , 所以,  $Q_1 \times Q_2$  是  $\mathbb{R}^{12}$  上的紧集。因此,  $\beta_2$  在  $Q_1 \times Q_2$  上有界。设  $\beta_2^T \beta_2 \leq M_2, M_2 > 0$ , 则式(17)可变为

$$\mathbf{Y}_2^T \dot{\mathbf{Y}}_2 \leq -\mathbf{Y}_2^T \tau_2^{-1} \mathbf{Y}_2 + \mathbf{Y}_2^T \mathbf{Y}_2 + \frac{1}{4} M_2 \quad (18)$$

由式(6), (7), (9), (15) 可得

$$\dot{\mathbf{S}}_1 = \mathbf{G}_1 (\mathbf{S}_2 + \mathbf{Y}_2) - \mathbf{K}_1 \mathbf{S}_1 \quad (19)$$

由式(10), (11) 可得

$$\dot{\mathbf{S}}_2 = -\mathbf{K}_2 \mathbf{S}_2 \quad (20)$$

定义 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} (\mathbf{S}_1^T \mathbf{S}_1 + \mathbf{S}_2^T \mathbf{S}_2 + \mathbf{Y}_2^T \mathbf{Y}_2) \quad (21)$$

则

$$\dot{V} = \mathbf{S}_1^T \dot{\mathbf{S}}_1 + \mathbf{S}_2^T \dot{\mathbf{S}}_2 + \mathbf{Y}_2^T \dot{\mathbf{Y}}_2 \quad (22)$$

将式(18) ~ (20) 代入式(22), 并由 Young 不等式可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq \mathbf{S}_1^T \mathbf{S}_1 + \frac{1}{4} (\mathbf{G}_1 \mathbf{S}_2)^T (\mathbf{G}_1 \mathbf{S}_2) + \mathbf{S}_1^T \mathbf{S}_1 + \frac{1}{4} (\mathbf{G}_1 \mathbf{Y}_2)^T (\mathbf{G}_1 \mathbf{Y}_2) - \\ &\mathbf{S}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{S}_1 - \mathbf{S}_2^T \mathbf{K}_2 \mathbf{S}_2 + \mathbf{Y}_2^T (\mathbf{E} - \tau_2^{-1}) \mathbf{Y}_2 + \frac{1}{4} M_2 = \mathbf{S}_1^T (2\mathbf{E} - \mathbf{K}_1) \mathbf{S}_1 + \\ &\mathbf{S}_2^T (\frac{1}{4} \mathbf{G}_1^T \mathbf{G}_1 - \mathbf{K}_2) \mathbf{S}_2 + \mathbf{Y}_2^T (\frac{1}{4} \mathbf{G}_1^T \mathbf{G}_1 + \mathbf{E} - \tau_2^{-1}) \mathbf{Y}_2 + \frac{1}{4} M_2 \end{aligned} \quad (23)$$

式中,  $\mathbf{E}$  为三阶单位阵。则由式(23)可知, 只要参数选取合适, 误差  $\mathbf{S}_1, \mathbf{S}_2$  和边界层误差最终一致有界, 从而系统是稳定的。

## 3 仿真验证

本文分别对目标非机动、正弦机动和 S 型机动 3 种情况进行仿真。同时, 为了证明所设计的导引律的制导性能, 在同样条件下, 对未进行目标加速度补偿的该导引律也进行了仿真。

仿真基本参数如下: 目标初始位置 (5000 m, 2000 m, 3000 m), 飞行器初始位置 (0 m, 0 m, 0 m)。进入末制

导阶段时,飞行器以最大速度飞行,速度为 900 m/s,初始弹道倾角  $\theta = 0.26$  rad,初始弹道偏角  $\phi_v = 0.26$  rad,目标初始弹道倾角  $\theta_T = 0.52$  rad,初始弹道偏角  $\phi_T = 0.52$  rad。导引律的设计参数取为  $K_{12} = 0.95, K_{13} = 5, K_{22} = 0.8, K_{23} = 0.8, \varepsilon = 4, \delta = 0.002$ 。仿真中制导系统的采样周期  $T = 0.01$  s。

3.1 目标非机动条件下的仿真

仿真 1 假设目标做匀速飞行而不机动,  $V_T = 300$  m/s,  $a_{T\theta} = 0$  m/s<sup>2</sup>,  $a_{T\phi} = 0$  m/s<sup>2</sup>。其仿真曲线如图 2、图 3 所示。

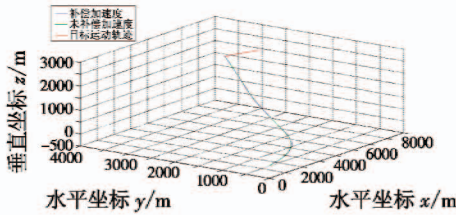
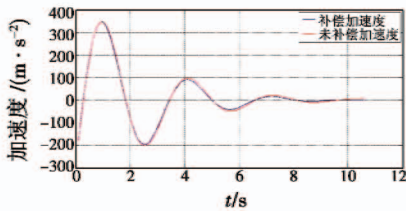
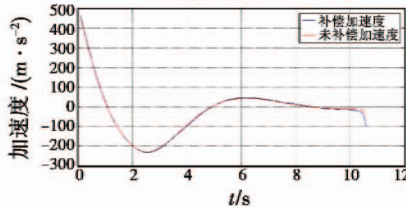


图 2 飞行器和目标的相对运动轨迹(仿真 1)  
Fig. 2 Relative motion trajectories between vehicle and target(Simulation 1)



a 法向加速度变化曲线 1



b 法向加速度变化曲线 2

图 3 飞行器法向加速度变化曲线(仿真 1)  
Fig. 3 The change of normal acceleration of vehicle(Simulation 1)

由图 2 可以看出,所设计的导引律能够实现匀速飞行的非机动目标的打击,其中,补偿目标机动时脱靶量为  $r_1 = 1.8$  m,未补偿目标机动时脱靶量为  $r_2 = 5.3$  m。由图 3 可以看出,飞行器的法向过载在导引末段变化平缓,对飞行器的可用过载要求较小;并且,对目标加速度补偿后,飞行器的法向加速度幅值小于未补偿时的法向加速度。因此,对目标的机动补偿后,该导引律具有更高的精度和性能。

3.2 目标做正弦机动时的仿真

仿真 2 假设目标初始速度  $V_T = 300$  m/s,做如下复

杂大机动<sup>[8]</sup>:  $a_{T\theta} = 0$  m/s<sup>2</sup>,  $a_{T\theta} = 50\sin(0.1\pi t)$  m/s<sup>2</sup>,  $a_{T\phi} = 50\sin(0.1\pi t)$  m/s<sup>2</sup>。目标机动干扰项为:  $\Delta_\theta = 5\cos(0.1t)$  m/s<sup>2</sup>,  $\Delta_\phi = 5\sin(0.1t)$  m/s<sup>2</sup>。其仿真曲线如图 4、图 5 所示。

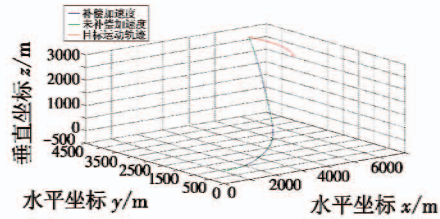
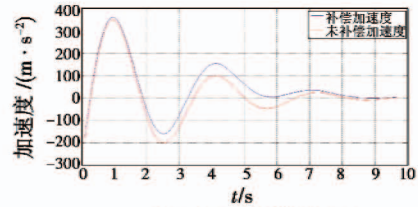
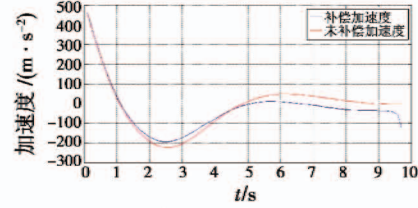


图 4 飞行器和目标的相对运动轨迹图(仿真 2)  
Fig. 4 Relative motion trajectories between vehicle and target(Simulation 2)



a 法向加速度变化曲线 1



b 法向加速度变化曲线 2

图 5 飞行器法向加速度变化曲线(仿真 2)  
Fig. 5 The change of normal acceleration of vehicle(Simulation 2)

由图 4 可以看出,该导引律能够实现对做正弦机动的目标的打击,其中,补偿目标机动时脱靶量  $r_1 = 0.6$  m,未补偿目标机动时脱靶量  $r_2 = 6.8$  m。通过和目标非机动条件下的脱靶量的比较,可以看出该导引律在打击机动目标时能够取得更好的打击效果。由图 5 可以得出,在打击机动目标时,其法向加速度变化也较为平稳,飞行器所需过载仍在其可用过载的范围内,且补偿目标机动后的导引律综合性能要高于补偿前。

3.3 目标做 S 型机动时的仿真

仿真 3 假设目标初始速度  $V_T = 300$  m/s,在水平面内做 S 型机动,机动加速度幅值为  $5g$ ,从第 3 s 开始改变机动方向,每隔 1 s 改变一次机动方向,机动加速度表达式为:  $a_{T\theta} = 0$  m/s<sup>2</sup>,  $a_{T\theta} = 0$  m/s<sup>2</sup>,  $a_{T\phi} = 5g \cdot \text{sgn}(\sin((t-3)\pi))$  m/s<sup>2</sup>。其仿真曲线如图 6、图 7 所示。

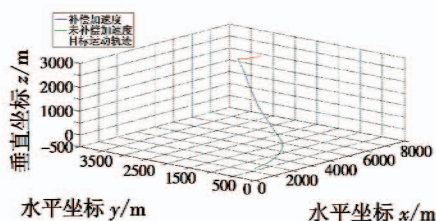
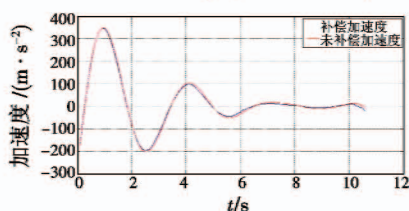
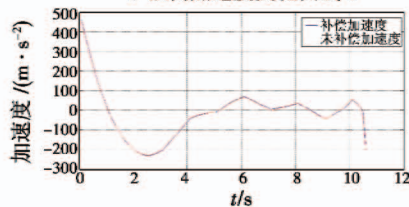


图6 飞行器和目标的相对运动轨迹图(仿真3)

Fig.6 Relative motion trajectories between vehicle and target(Simulation 3)



a 法向加速度变化曲线1



b 法向加速度变化曲线2

图7 飞行器法向加速度变化曲线(仿真3)

Fig.7 The change of normal acceleration of vehicle(Simulation 3)

由图6可以看出,该导引律能够实现对做S型机动目标的打击,其中,补偿目标机动时脱靶量 $r_1 = 0.4$  m,未补偿目标机动时脱靶量 $r_2 = 4.8$  m。由此可知,所设计的导引律在打击机动目标时能够取得更好的打击效果。由图7可知,在打击S型机动目标时,补偿目标加速度后的导引律变化更为平稳,性能优于补偿目标加速前。

#### 4 结束语

本文针对空间坐标系下飞行器和目标的相对运动模型,基于零化视线角速度的思想和动态面控制理论,设计了一种三维非线性鲁棒导引律。该导引律在设计过程中通过引入一阶低通滤波器,避免了对中间变量求高阶导数,从而使导引律的计算更为简单,易于工

程实现。仿真结果表明,本文所设计的导引律在目标做复杂大机动时,能够取得更为满意的脱靶量,具有较好的跟踪性和鲁棒性,进而验证了该三维导引律的有效性。

#### 参考文献

- [1] YANG C D, YANG C C. A unified approach to proportional navigation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1997, 33(2): 557-567.
- [2] YANG C D, CHEN H Y. Nonlinear  $H_\infty$  robust guidance law for homing missiles [J]. Journal of Guidance, Control, Dynamics, 1998, 21(6): 882-890.
- [3] 李士勇, 章钱. 一种新型滑模变结构导引律的研究 [J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(8): 1541-1543. (LI S Y, ZHANG Q. Study on a new sliding model guidance law [J]. Computer Measurement & Control, 2009, 17(8): 1541-1543.)
- [4] MOOSAPOUR S H, BAGHERZADEH M, ALIZADEH G, et al. Backstepping guidance law design for missile against maneuvering targets [C]//ICCIA, 2011: 600-605.
- [5] 曲萍萍, 周获. 考虑导弹自动驾驶仪二阶动态特性的三维导引律 [J]. 航空学报, 2011, 32(11): 2096-2105. (QU P P, ZHOU D. Three-dimensional guidance law accounting for second-order dynamics of missile autopilot [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 2096-2105.)
- [6] SWARROOP D, HEDRICK J K, YIP P P, et al. Dynamic surface control for a class of nonlinear systems [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2000, 45(10): 1893-1899.
- [7] 严晗, 季海波. 一种针对机动目标的三维鲁棒导引律 [J]. 控制工程, 2011, 18(3): 393-396. (YAN H, JI H B. Three-dimensional robust nonlinear guidance laws against maneuvering target [J]. Control Engineering of China, 2011, 18(3): 393-396.)
- [8] 严晗, 季海波. 弹道坐标系中三维鲁棒非线性导引律 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30(9): 1079-1085. (YAN H, JI H B. Three-dimensional robust nonlinear guidance law in trajectory coordinates [J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(9): 1079-1085.)

#### 更正

本刊2016年第1期93页作者简介甄卓(1986-)应为甄卓(1989-)。特此更正。