

动能杀伤器侧窗定向机制分析及建模

支强, 蔡远利

(西安交通大学电子与信息工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为了使红外成像导引头能够稳定、精确地跟踪目标, 必须保证目标视线始终位于侧窗允许的视场范围之内. 本文以美国 THAAD 拦截弹动能杀伤器导引头为研究对象, 建立了目标视线角与弹体前部的动能杀伤器(kinetic kill vehicle, KKV)弹体姿态角之间的联系, 根据测得的目标视线的变化及时调整 KKV 弹体姿态. 为了进一步拓展研究思路, 使控制量为连续形式的控制方法也能够用于 KKV 弹体的姿态控制, 基于时标分离原理设计了控制器, 并利用脉宽脉频调制将连续控制变量转换为离散常值输出力矩. 仿真试验表明, 当导引头处于跟踪阶段时, 所设计的控制律能够使滚转角速度保持为 0, 滚转角保持不变, 而俯仰角、偏航角准确跟踪指令值, 整个过程中实现了姿态角的精确跟踪.

关键词: 动能杀伤器; 时标分离; 侧窗定向; 脉宽脉频调制; 姿态控制

中图分类号: TJ761.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2012)01-0091-06

On Side Window Orientation of Kinetic Kill Vehicle

ZHI Qiang, CAI Yuanli

(School of Electronics and Information Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: For achieving stable and accurate target tracking, the line-of-sight (LOS) has to be within the allowable range of the IR seeker field-of-view (FOV). In this paper, the THAAD kinetic kill vehicle (KKV) is studied, and a new side window orientation scheme is put forward to adjust the KKV attitude angles according to the LOS angles. The attitude and divert thrusters are activated in pulse mode. To apply the controller in continuous form to attitude control, the pulse-width pulse-frequency (PWPF) modulation is introduced to control the thrusters firing. The time-scale separation technique is chosen to synthesize the control law during side window detection maneuver, and the PWPF modulator is used to modulate the continuous control signal to discrete one. Simulation result shows that when the seeker works in track mode, the proposed control scheme keeps the roll rate as zero, and the roll angle unchanged, while the pitch and yaw angles track the attitude command accurately during the whole side window orientation process.

Keywords: kinetic kill vehicle; time-scale separation; side window orientation; pulse-width pulse-frequency modulation; attitude control

本文的研究对象为美国 THAAD 拦截弹^[1]弹体前部的动能杀伤器(kinetic kill vehicle, KKV). 为避开弹体顶端的热流密集区, 减小气动光学效应带来的不利影响, KKV 在飞行阶段末段采用红外

成像导引头侧窗探测方案. 国外经过多年的发展, 现已将侧窗探测技术应用于多款导弹型号, 但关于侧窗定向建模方面公开发表的文献很少. 我国近年来开始关注侧窗探测问题, 研究的重点是侧窗探测下

的姿态控制^[2-4]、侧窗制冷^[5]、气动光学效应^[6]等问题。

为了使红外成像导引头能够稳定、精确地跟踪目标,必须保证目标视线始终位于侧窗允许的视场范围之内。本文建立了目标视线角与 KKV 弹体姿态角之间的联系,能够根据测得的目标视线的变化及时调整 KKV 弹体姿态。在侧窗探测姿态控制方面,由于 KKV 姿控发动机采用常值推力开关方式工作,对此一般多采用变结构控制^[3-4]、相平面开关控制^[7]等方法,这些控制方法的优点在于所产生的控制量为离散形式,能够直接驱动此类姿控发动机工作。为了进一步拓展研究思路,使控制量为连续形式的控制方法也能够用于 KKV 弹体的姿态控制,本文研究了脉宽脉频(PWPF)调制器^[8]在 KKV 弹体姿态控制中的应用,将基于时标分离原理产生的连续控制量转换为离散控制量。最后,通过仿真实证了本文设计方案的有效性。

1 侧窗定向机制分析

动能杀伤器主要由产生致命杀伤的耐高温头锥、2片头罩、用于捕获和跟踪目标的中波红外成像导引头、制导电子设备以及用于机动飞行的液体推进剂轨姿控推进系统等部分组成。为了便于描述红外成像导引头对目标的探测,首先定义弹体坐标系 $o_1x_1y_1z_1$ 、侧窗坐标系 $o_cx_cy_cz_c$ 和地面坐标系 $Axyz$ 。动能杀伤器及坐标系的定义如图1所示。

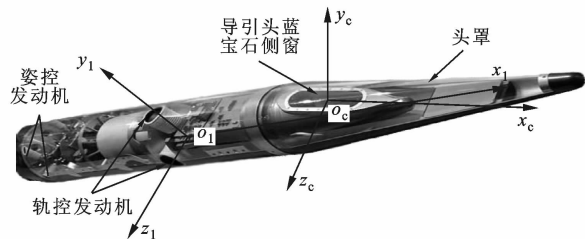


图1 动能杀伤器及相关坐标系定义

弹体坐标系 $o_1x_1y_1z_1$ 的原点 o_1 取在KKV质心上, o_1x_1 轴与弹体纵轴重合,指向头部为正; o_1y_1 轴在弹体纵向对称平面内,垂直于 o_1x_1 轴,向上为正; o_1z_1 轴垂直于 $o_1x_1y_1$ 平面,方向按右手定则确定。

侧窗坐标系 $o_cx_cy_cz_c$ 的原点 o_c 取在KKV导引头回转中心, o_cx_c 轴在弹体纵对称平面内,平行于侧窗表面,指向弹体头部为正; o_cy_c 轴在弹体纵对称平面内,垂直于 o_cx_c 轴,向上为正; o_cz_c 轴垂直于

$o_cx_cy_c$ 平面,方向按右手定则确定。

地面坐标系 $Axyz$ 与地球固连,原点 A 取在地面发射点, Ax 轴在水平面内,指向目标在地面的投影为正; Ay 轴与地面垂直,向上为正; Az 轴按右手定则确定。对于KKV而言,地面坐标系就是惯性坐标系,用来确定KKV质心位置和作为空间姿态的基准。

针对KKV无翼无舵的特点,姿态控制主要依靠6个姿控发动机来实现,如图2所示:发动机1、4控制拦截器的俯仰运动,发动机2、3、5、6控制滚动和偏航运动。俯仰运动由2个独立的发动机控制,对其他2个回路没有影响;其余4个姿控发动机控制滚动和偏航回路,它们之间相互影响。

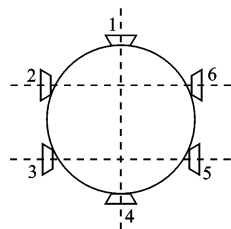


图2 姿控发动机布置图

根据定义可知,弹体坐标系和侧窗坐标系均与弹体固连,均为动坐标系。由于面 $o_cx_cy_c$ 与面 $o_1x_1y_1$ 均处于同一平面内,侧窗坐标系 $o_cx_cy_cz_c$ 与弹体坐标系 $o_1x_1y_1z_1$ 的方位只用一个角参数 Δ (Δ 为侧窗表面与弹体纵轴之间的夹角,约为 15°)即可确定。假设目标在侧窗坐标系中的坐标为 $(x_c \ y_c \ z_c)^T$,其在弹体坐标系中的投影为

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Delta & \sin\Delta & 0 \\ -\sin\Delta & \cos\Delta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{o_c} \\ y_{o_c} \\ z_{o_c} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $(x_{o_c} \ y_{o_c} \ z_{o_c})^T$ 为侧窗坐标系原点在弹体坐标系中的坐标,由导引头相对于质心的安装位置决定,值约为 $(1 \ 0 \ 0)^T$ 。

设目标在弹体坐标系中的坐标为 $(x_1 \ y_1 \ z_1)^T$,其在地面坐标系中的投影为

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\vartheta\cos\psi & -\sin\vartheta\cos\psi\cos\gamma + \sin\psi\sin\gamma \\ \sin\vartheta & \cos\vartheta\cos\gamma \\ -\cos\vartheta\sin\psi & \sin\vartheta\sin\psi\cos\gamma + \cos\psi\sin\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{o_1} \\ y_{o_1} \\ z_{o_1} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: ϑ 、 ψ 、 γ 分别为 KKV 的俯仰角、偏航角和滚转角; $(x_{o_1} \ y_{o_1} \ z_{o_1})^T$ 为弹体坐标系原点在地面坐标系中的坐标。

如果目标在侧窗坐标系中的视线倾角和视线偏角没有在导引头允许的视场范围内,则需要对弹体姿态进行调整。假设最佳视线倾角和视线偏角分别为 ϵ_s 和 η_s (ϵ_s 、 η_s 的确定原则:在一定视线角约束的范围内使导引头获得的目标辐射能量最大,或使目标成像在视野中心区域,等等),目标离开原点 o_c 的距离为 R_c ,则目标在侧窗坐标系中的坐标可表示为

$$\left. \begin{aligned} x_c &= R_c \cos \epsilon_s \cos \eta_s \\ y_c &= R_c \sin \epsilon_s \\ z_c &= -R_c \cos \epsilon_s \sin \eta_s \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

在实际定向过程中, ϵ_s 、 η_s 、 R_c 以及 KKV 和目标在地面坐标系中的坐标 $(x_{o_1} \ y_{o_1} \ z_{o_1})^T$ 、 $(x \ y \ z)^T$ 可由红外成像导引头及地面雷达等测量设备测得。将式(3)与式(1)、式(2)联立,最终利用式(2)能够得到最佳视线角 ϵ_s 、 η_s 与指令弹体姿态角 ϑ 、 ψ 、 γ 之间的关系,从而能够根据红外成像导引头测得的视线角调整 KKV 的姿态角。由于式(2)均为三角函数方程,直接求解有一定的难度,故为了求解方便,提出一种侧窗调整方式:只调整俯仰角和偏航角,保持滚转角不变。由图 2 可见,滚转与偏航通道均使用同一组姿控发动机,这种侧窗调整方法还避免了姿控发动机间的工作冲突。假设此时滚转角为 γ_0 ,可以求得 KKV 的指令俯仰角和偏航角分别为

$$\vartheta_0 = \arcsin \frac{y - y_{o_1}}{(x_1^2 + (y_1 \cos \gamma_0 - z_1 \sin \gamma_0)^2)^{1/2}} - \arctan \frac{y_1 \cos \gamma_0 - z_1 \sin \gamma_0}{x_1} \quad (4)$$

$$\psi_0 = \arcsin \frac{z - z_{o_1}}{(r_1)^{1/2}} - \arctan \frac{y_1 \sin \gamma_0 + z_1 \cos \gamma_0}{r_2} \quad (5)$$

式中

$$r_1 = (-x_1 \cos \vartheta_0 + y_1 \sin \vartheta_0 \cos \gamma_0 - z_1 \sin \vartheta_0 \sin \gamma_0)^2 + (y_1 \sin \gamma_0 + z_1 \cos \gamma_0)^2$$

$$r_2 = -x_1 \cos \vartheta_0 + y_1 \sin \vartheta_0 \cos \gamma_0 - z_1 \sin \vartheta_0 \sin \gamma_0$$

当弹目距离小于设定值时,KKV 抛去头罩,红外成像导引头开始工作,此时目标可能并没有出现在导引头视场内,于是启动姿控发动机产生滚转力矩,使弹体按照指定角速率滚转,同时红外成像导引头以搜索模式工作。当导引头发现目标后,KKV 弹体停止转动,导引头以跟踪模式工作,此时目标可能

成像在导引头视场边缘,不利于稳定跟踪,需启动姿控发动机,按照式(4)、式(5)确定的指令姿态角调整弹体姿态。KKV 侧窗定向过程如图 3 所示。

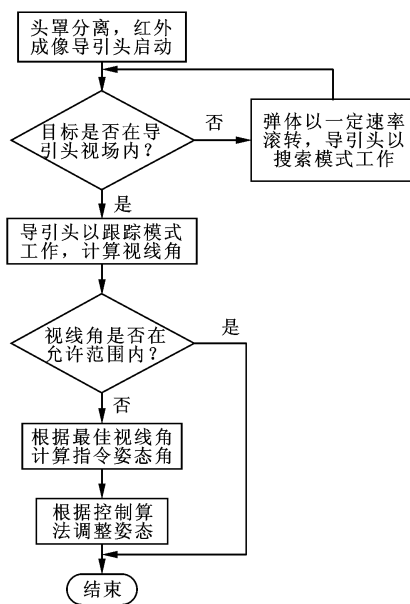


图 3 侧窗定向过程

在 KKV 飞向目标的过程中,导引头有可能不能稳定跟踪,甚至丢失目标,对此可建立目标脱离导引头视野预警机制,例如由红外成像导引头周期性地检测目标在导引头视野中的成像位置,当出现这种情况时,即启动侧窗定向算法。当姿态调整完成后,目标进入红外成像导引头的允许视场范围内,弹载计算机根据红外成像导引头和弹上的惯性测量器件测得的数据实时计算指令加速度,利用轨控算法驱动轨控发动机工作。具体过程如图 4 所示。

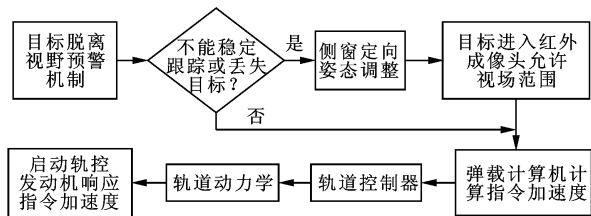


图 4 KKV 姿态和轨道控制

2 KKV 姿态控制系统的设计

在侧窗定向的过程中,需要对俯仰、偏航、滚转通道进行同时控制,此时这 3 个通道间存在强烈的耦合,传统的三通道独立设计的方法已不适用。由于侧窗定向过程发生在大气层高空,因此可以忽略空气动力的影响,认为 KKV 只受姿控发动机的力矩

控制作用(重力通过质心,不产生力矩作用). KKV 姿态的运动学和动力学方程如下^[9]

$$\begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\gamma & \cos\gamma \\ 0 & \frac{\cos\gamma}{\cos\vartheta} & -\frac{\sin\gamma}{\cos\vartheta} \\ 1 & -\tan\vartheta\cos\gamma & \tan\vartheta\sin\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\left. \begin{aligned} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y)\omega_y\omega_z &= M_x \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z)\omega_x\omega_z &= M_y \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x)\omega_x\omega_y &= M_z \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中: J_x, J_y, J_z 分别为 KKV 对弹体坐标系各轴的转动惯量; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 分别为弹体坐标系转动角速度 ω 沿弹体坐标系各轴的分量; M_x, M_y, M_z 分别为姿控发动机提供的控制力矩在弹体坐标系各轴上的分量(姿控发动机为常值推力发动机).

设期望的 3 个姿态角分别为 $\vartheta_0, \psi_0, \gamma_0$. 由于弹体姿态角的变化速率远小于转动角速度的变化速率, 因此可将系统的运动学方程(6)视为慢变子系统, 将动力学方程(7)视为快变子系统, 从而利用时标分离原理^[10]设计控制律.

首先对慢变子系统设计控制律. 令姿态角的误差函数为

$$\mathbf{e}_1 = \begin{bmatrix} e_\vartheta \\ e_\psi \\ e_\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vartheta - \vartheta_0 \\ \psi - \psi_0 \\ \gamma - \gamma_0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

对上式求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{e}}_1 &= \begin{bmatrix} \dot{e}_\vartheta \\ \dot{e}_\psi \\ \dot{e}_\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\gamma & \cos\gamma \\ 0 & \frac{\cos\gamma}{\cos\vartheta} & -\frac{\sin\gamma}{\cos\vartheta} \\ 1 & -\tan\vartheta\cos\gamma & \tan\vartheta\sin\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x_c} \\ \omega_{y_c} \\ \omega_{z_c} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (9)$$

设误差 $\mathbf{e}_1$ 的期望动态方程为

$$\dot{\mathbf{e}}_1 = \begin{bmatrix} -k_1 e_\vartheta \\ -k_2 e_\psi \\ -k_3 e_\gamma \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: k_1, k_2, k_3 均大于 0. 由式(9)、式(10)可得

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_c} \\ \omega_{y_c} \\ \omega_{z_c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\gamma & \cos\gamma \\ 0 & \frac{\cos\gamma}{\cos\vartheta} & -\frac{\sin\gamma}{\cos\vartheta} \\ 1 & -\tan\vartheta\cos\gamma & \tan\vartheta\sin\gamma \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} -k_1 e_\vartheta \\ -k_2 e_\psi \\ -k_3 e_\gamma \end{bmatrix} \quad (11)$$

当式(11)作用于慢变子系统(6)时, 姿态角跟踪误差按照指数规律趋近于 0.

下面设计快变子系统的控制律(即动力学方程(7)的控制律). 定义角速度误差函数

$$\mathbf{e}_2 = \begin{bmatrix} e_{\omega_x} \\ e_{\omega_y} \\ e_{\omega_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x - \omega_{x_c} \\ \omega_y - \omega_{y_c} \\ \omega_z - \omega_{z_c} \end{bmatrix} \quad (12)$$

对上式求导, 可得

$$\dot{\mathbf{e}}_2 = \begin{bmatrix} \dot{e}_{\omega_x} \\ \dot{e}_{\omega_y} \\ \dot{e}_{\omega_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{M_x - (J_z - J_y)\omega_y\omega_z}{J_x} \\ \frac{M_y - (J_x - J_z)\omega_x\omega_z}{J_y} \\ \frac{M_z - (J_y - J_x)\omega_x\omega_y}{J_z} \end{bmatrix} \quad (13)$$

设动力学部分期望的动态特性为

$$\dot{\mathbf{e}}_2 = \begin{bmatrix} \dot{e}_{\omega_x} \\ \dot{e}_{\omega_y} \\ \dot{e}_{\omega_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -m e_{\omega_x} - n \int e_{\omega_x} dt \\ -m e_{\omega_y} - n \int e_{\omega_y} dt \\ -m e_{\omega_z} - n \int e_{\omega_z} dt \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中: m, n 均大于 0, 且 m, n 的取值应使式(14)中每一个方程的极点落在左半平面, 从而保证角速度跟踪误差趋近于 0.

联立式(13)和式(14), 解得

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_z} \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} -m e_{\omega_x} - n \int e_{\omega_x} dt + \frac{(J_z - J_y)\omega_y\omega_z}{J_x} \\ -m e_{\omega_y} - n \int e_{\omega_y} dt + \frac{(J_x - J_z)\omega_x\omega_z}{J_y} \\ -m e_{\omega_z} - n \int e_{\omega_z} dt + \frac{(J_y - J_x)\omega_x\omega_y}{J_z} \end{bmatrix} \quad (15)$$

整个 KKV 姿态控制系统的原理图见图 5.

KKV 采用常值推力发动机, 而式(15)得到的控制律为连续形式, 不能直接驱动姿控发动机工作, 需要将其转换为离散形式. 此处利用 PWPF 调制器对连续控制律式(15)进行调制, 通过设计发动机的开关逻辑实现数字化脉冲的调宽、调频, 使发动机产生的脉冲序列能够复现所需的连续力矩.

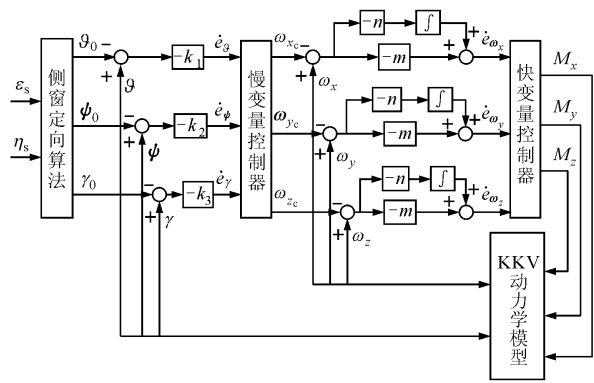
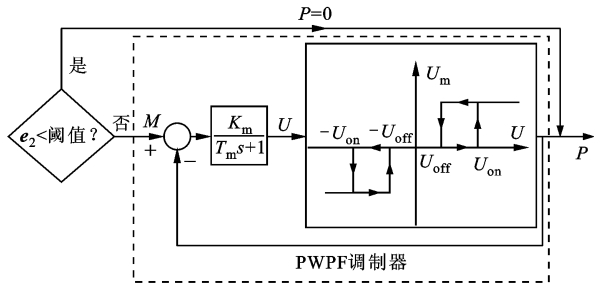


图 5 姿态控制系统框图

PWPF 调制器由一阶惯性环节、继电特性环节等组成^[11-12],如图 6 所示,其中输入控制力矩 M 经过 PWPF 调制器后,输出一系列脉冲序列来驱动姿控发动机的开、关动作。

利用 PWPF 调制器得到的控制量为常值离散变量,被控量可能存在“抖振”现象. 为了减小抖振的影响,引入如下阈值判断机制:当 e_2 小于设定阈值时,令输出力矩为 0,反之则启动 PWPF 调制器(见图 6)。



K_m : 脉冲频率调节因子; T_m : 一阶惯性环节的时间常数;
 U_{on}, U_{off} : 继电器的开、关阈值; U_m : 继电器的脉冲幅值;
 M : 输入连续控制力矩; P : 输出脉冲力矩

图 6 PWPF 调制原理框图

3 仿真结果及分析

设 KKV 抛罩后,红外成像导引头起始没有捕获到目标,初始姿态角 $\vartheta=\psi=0.1\text{ rad}, \gamma=0\text{ rad}$. 为了让目标进入导引头视场,命令弹体以 $\omega_{x_c}=40\text{ (}^\circ\text{)}\cdot\text{s}^{-1}$ 旋转. 当 $t=1.5\text{ s}$ 时捕获目标,命令弹体停止自旋,此时滚转角 $\gamma_0=60^\circ, \vartheta, \psi$ 在此过程中保持不变. 如果此时目标视线没有在导引头最佳成像范围内,则需要对弹体姿态进行调整. 设此时 KKV 和目标在地面坐标系中的坐标分别为 $(x_{o_1}\ y_{o_1}\ z_{o_1})^T$

$= (100\text{ km}\ 70\text{ km}\ 20\text{ km})^T, (x\ y\ z)^T = (120\text{ km}\ 90\text{ km}\ 30\text{ km})^T$, 弹目相对距离 $R_c=30\text{ km}$, 并设红外成像导引头最佳成像视线角 $\epsilon_s=0.5\text{ rad}, \eta_s=0.2\text{ rad}$, 根据式(4)和式(5),可以求得指令姿态角 $\vartheta_0=26.34^\circ, \psi_0=35.93^\circ$.

设控制器参数 $k_1=k_2=k_3=20, m=50, n=625$; 滚转通道的 PWPF 调制器参数为 $K_m=1, T_m=0.85, U_{on}=0.1, U_{off}=0.01$; 偏航通道的 PWPF 调制器参数为 $K_m=0.9, T_m=1, U_{on}=0.8, U_{off}=0.3$; 俯仰通道的 PWPF 调制器参数为 $K_m=5, T_m=0.8, U_{on}=0.8, U_{off}=0.3$. 仿真结果如图 7~图 13 所示。

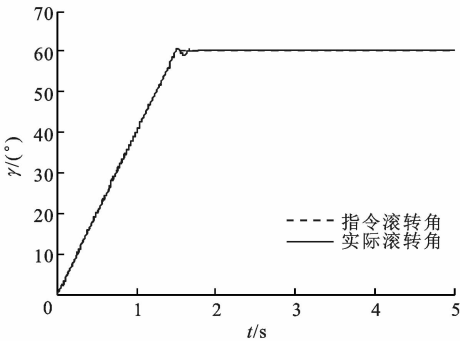


图 7 滚转角变化曲线

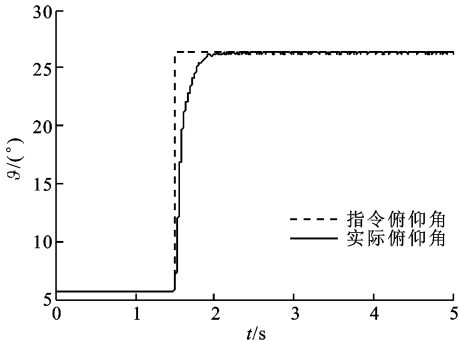


图 8 俯仰角变化曲线

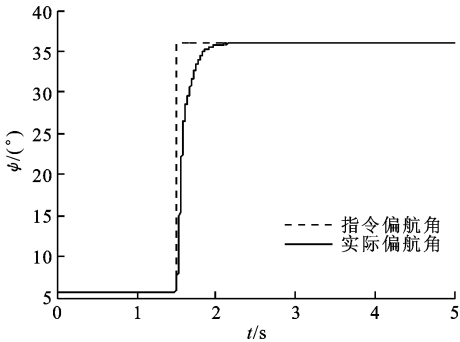


图 9 偏航角变化曲线

从图中可以看出,在导引头搜索阶段($t\leq 1.5\text{ s}$),本文设计的控制律能很好地跟踪弹体滚转指令,

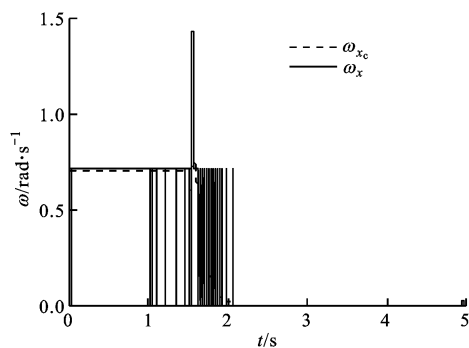


图10 滚转角速度变化曲线

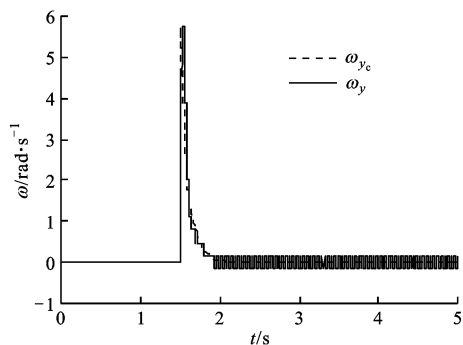


图11 偏航角速度变化曲线

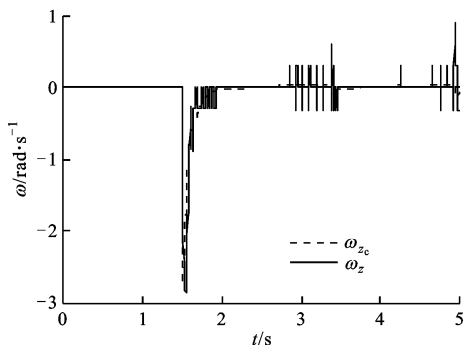


图12 俯仰角速度变化曲线

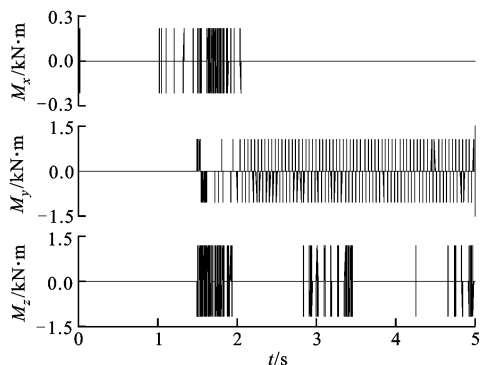


图13 姿控发动机输出力矩

此时滚转角线性增加,如图7所示.在此阶段,俯仰、偏航通道没有输出力矩,俯仰角、偏航角保持不变,而滚转通道在初始和结束阶段有力矩输出,如图8、图9、图13所示.当导引头处于跟踪阶段时,所设计

的控制律能够使滚转角速度保持为0,滚转角保持不变,而俯仰角、偏航角准确跟踪指令值,整个过程中实现了姿态角的精确跟踪.

4 结 语

本文对动能杀伤器侧窗定向过程进行了数学建模,建立了红外成像导引头测得的目标视线角与KKV弹体姿态角之间的联系,基于时标分离原理设计了姿态控制器,并利用PWPF调制器将连续控制量转换为适于驱动姿控发动机工作的离散常值形式的力矩.仿真结果证明了本文设计方案的正确性.

参考文献:

- [1] HE Yingbo, QIU Yong. THAAD-like high altitude theater missile defense: strategic defense capability and certain countermeasure analysis [J]. Science and Global Security, 2003, 11: 151-202.
- [2] 张洪波, 郭振云, 汤国建. 大气层高层动能拦截器侧窗定向方位研究[J]. 国防科技大学学报, 2008, 30(6): 34-38.
- [3] ZHANG Hongbo, GUO Zhenyun, TANG Guojian. Study of side window orientation of kinetic kill vehicle operating in higher atmosphere [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2008, 30(6): 34-38.
- [4] 宋明军, 魏明英. 侧窗探测条件下的制导控制系统设计方法研究[J]. 现代防御技术, 2007, 35(5): 71-75.
- [5] SONG Mingjun, WEI Mingying. Control and guide system design method for side window detection [J]. Modern Defence Technology, 2007, 35(5): 71-75.
- [6] 周艳萍, 张锐, 李君龙. 侧窗探测下的姿态变结构控制 [J]. 现代防御技术, 2006, 34(1): 29-32.
- [7] ZHOU Yanping, ZHANG Rui, LI Junlong. Attitude variable structure control for side window detection [J]. Modern Defence Technology, 2006, 34(1): 29-32.
- [8] 刘纯胜, 李培田, 费锦东. 高速导弹光学头罩侧窗口制冷效果分析[J]. 红外与激光工程, 2000, 29(3): 68-72.
- [9] LIU Chunsheng, LI Peitian, FEI Jindong. Analysis of cooling effects of high-speed missile optical side window [J]. Infrared and Laser Engineering, 2000, 29(3): 68-72.
- [10] 费锦东. 气动光学效应校正技术初步分析[J]. 红外与激光工程, 1999, 28(5): 1-6.
- [11] FEI Jindong. Preliminary analysis of aero-optics

effects correction technology [J]. Infrared and Laser Engineering, 1999, 28(5): 1-6.

[7] 张洪波, 郭振云, 汤国建. 大气层高空具有侧窗的动能拦截器的数字仿真[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(23): 5383-5385, 5414.

ZHANG Hongbo, GUO Zhenyun, TANG Guojian. Digital simulation of kinetic kill vehicle with side window operating in higher atmosphere [J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(23): 5383-5385, 5414.

[8] QING L H, YAO Q L. A hybrid scheme of feed-forward/feedback control for vibration suppression of flexible spacecraft with on-off actuators during attitude maneuver [J]. International Journal of Information Technology, 2005, 11(12): 95-107.

[9] 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.

[10] HOVAKIMYAN N, LAVRETSKY E, CAO Chengyu. Adaptive dynamic inversion via time-scale separation [J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2008, 19(10): 1702-1711.

[11] KROVEL T D. Optimal tuning of PWPF modulator for attitude control [D]. Trondheim, Norway: Norwegian University of Science and Technology, 2005.

[12] ARANTES G Jr, MARTINS-FILHO L S, SANTANA A C. Optimal on-off attitude control for the Brazilian multi-mission platform satellite [J]. Mathematical Problems in Engineering, 2009, 2009: 1-25.

(编辑 葛赵青)