

侧窗探测动能拦截器轨控有限时间收敛制导律

李 炯, 张 涛[†], 王华吉, 雷虎民, 叶继坤

(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

摘 要: 临近空间动能拦截器多采用侧窗探测, 为保证探测视场稳定, 需使姿态定向且保证视线角稳定, 但轨控发动机捷联在弹体上, 只能输出大小和方向恒定的力, 姿态定向使纵向平面和侧向平面的控制力存在耦合. 针对上述问题, 设计有限时间收敛制导律和伪速率(Pseudo rate, PSR)脉冲调制器. 首先, 构建侧窗约束下的三维轨控制导交战模型; 其次, 设计适应于姿态定向和视线角约束的新型制导算法, 并严格证明其有限时间收敛特性; 再次, 为克服PWPF(Pulse width pulse frequency)将连续控制量转化为数字量时存在的相位滞后问题, 设计PSR脉冲调制器; 最后, 分析不同制导律、目标机动特性和开关机门限等因素对制导精度的影响. 数字仿真表明, 所设计的制导算法能够使视线角度和角速率有限时间收敛, 保证探测视场的稳定, 具有较高的制导精度, 对目标的机动具有较强的鲁棒性.

关键词: 制导律; 有限时间收敛; 侧窗探测; PSR脉冲调节器; 轨控发动机; 动能拦截器

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Finite-time convergence guidance law of side windows detection kinetic kill vehicle with orbit control in terminal

LI Jiong, ZHANG Tao[†], WANG Hua-ji, LEI Hu-min, YE Ji-kun

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Side window detection is usually used in near space kinetic interceptors, which is needed to make the attitude orientation and the line of sight angle stable to ensure the stability of the view. However, the orbit control thruster straps down in the missile body, and the output size and direction are constant, which makes the control of longitudinal and lateral planes interact with each other. In this paper, a finite time convergence guidance law and a pseudo-rate pulse modulator are designed to solve the problem. Firstly, three-dimensional movement relationship between missile and target is established, which includes orbit control thruster. Secondly, the finite time convergence guidance law is designed and its finite time convergence characteristic is proved. What's more, pseudo-rate pulse modulation is introduced to solve the problem of continuous input digitalization and phase lag by pulse width pulse frequency(PWPF). Finally, the influence of different guidance law, target maneuvering characteristics and switching machine threshold is analyzed. The simulation results show that the LOS angular rate converges to zero in finite time before the end of terminal guidance. The guidance law is robust to maneuver target, has higher guidance precision and can ensure the stability of the detection field of view.

Keywords: guidance law; finite-time convergence; side window detection; pseudo-rate pulse modulator; orbit control thruster; kinetic kill vehicle

0 引 言

美国为打造“全球常规快速打击计划”, 先后试飞了一系列临近空间高超声速飞行器^[1-3], 尽管尚未形成战斗力, 但透露了世界军事斗争领域的重大变革. 临近空间高超声速飞行器飞行速度快、巡航高度高、突防能力强, 可突破我国几乎所有的防御体系, 对我国空天安全构成严重威胁. 面对临近空间目标威

胁, 必须研究相应的防御方法.

动能拦截器(Kinetic kill vehicle, KKV)技术已在弹道导弹防御系统中得到了广泛的应用, 如美国末端高空防御的动能杀伤器、美国地基拦截弹大气层外杀伤飞行器(EKV)和海基标准3拦截弹的大气层外轻型弹射拦截器(LEAP). KKV采用姿轨控发动机实现姿态控制和精确制导, 因此高精度的制导律是实现

收稿日期: 2017-11-05; 修回日期: 2018-03-15.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61773398, 61703421).

作者简介: 李炯(1979—), 男, 副教授, 博士, 从事飞行器先进制导与控制技术等研究; 张涛(1992—), 男, 硕士生, 从事侧窗探测动能拦截器制导控制技术的研究.

[†]通讯作者. E-mail: ZhangTaoV2016@163.com.

直接碰撞的关键技术,近年来,易实现且性能良好的有限时间收敛制导律被广泛关注^[4].

文献[5-6]考虑传统方法中基于有限时间Lyapunov稳定性理论获得的导引规律,在数学原理上只能保证时间趋于无穷时的视线角速率趋于零,基于非线性控制系统有限时间稳定性理论,提出了制导系统有限时间收敛的充分条件和一种简洁的有限时间收敛变结构导引规律,实现了视线角速率的有限时间收敛,但无法对收敛时间进行控制;文献[7-9]考虑传统的滑模变结构制导律通常都选择线性滑模面,只能保证系统到达该平面后跟踪误差收敛到零,并没有对收敛时间进行约束,采用了Terminal滑模控制策略,在滑模面中引入非线性函数,不仅提高了收敛速度,而且解决了制导律存在负指数项而造成的奇异问题;文献[10]针对机动目标加速度的界未知情况,基于有限时间输入状态稳定理论设计了非线性制导律,使视线角速率在有限时间内收敛到零附近的较小邻域内,但需要在线调整制导律参数才可保证收敛速度;文献[11-13]采用非线性扰动观测器来估计目标加速度,将其引入到制导律中来补偿目标机动的影响,增强了制导律的鲁棒性,提高了制导律的收敛速度;文献[14-15]针对空地导弹具有终端约束条件的制导律设计问题,选取了一种新型二阶滑模面,并结合螺旋控制算法的思想设计了二阶滑模变结构制导律,该算法满足零化视线角速率和制导系统的终端角度约束条件的要求,且能抑制系统中的不确定因素,还避免了超螺旋算法中参数选取过多的问题.以上有限时间收敛制导律都是针对大气层内控制量连续所提出的,并不适用于临近空间动能拦截器的精确制导问题.

脉冲调制器可以使发动机输出不同宽度的脉冲指令,因此利用脉冲调制器将连续控制量转化为数字变推力是一种行之有效的方法.脉冲调制器在航天工程中应用广泛,但在动能拦截器中应用相对较少.文献[16]针对PWPF调节器参数设置上的局限性,提出了一种非线性目标优化函数,综合考虑了PWPF调节器的线性工作区要求、脱靶量和燃料消耗等制导系统的性能指标要求,应用遗传算法对PWPF调节器的参数进行了优化设计;文献[17]为了降低开关机次数和喷气量,设置了滑模死区,提高了开关机门限,取得了很好的效果;文献[18]考虑到随着末制导相对距离减小,视线角速率变化灵敏,设计了变死区的PWPF调节器,并用描述函数法证明了调节器的稳定性,仿真结果表明了该算法在燃料消耗和脱靶量上的优越性;文献[19]建立了加入PWPF调节器的

末制导数学模型及工作原理,设计了有限时间收敛制导律,并推广到推力受限条件下,采用PWPF调制器进行调制,并提供了PWPF调制器参数选取的一种方法.尽管PWPF可以输出不同宽度的脉冲指令,且静态特性与飞行器的参数无关,但在使用PWPF进行调制时存在相位滞后的问题.

KKV在临近空间飞行时,飞行速度高达5马赫以上,强烈的气动加热会严重影响导引头的探测精度,因此在工程应用中通常将导引头安装在拦截器的侧面来避开导弹头部的热流密集区,即采用侧窗探测技术^[16,20].为了保证较好的侧窗探测视场,通常要求拦截器进行姿态定向,且需要保证视线角的稳定,但发动机捷联在拦截器本体,只能输出大小和方向恒定的力,姿态定向必然使纵向和侧向的控制力存在耦合,若不进行补偿,必然影响制导精度,造成拦截失败.国内外关于侧窗探测^[21-22]的公开文献极少,且只是作了一些理论研究.文献[16]考虑侧窗约束,建立了三维轨控制导模型,设计了一种新型变结构滑模面,基于所提出的滑模面设计了适合于末端拦截的bang-bang形式的轨控方案,为了降低喷气消耗,设计了滑模死区,且研究了能够保证命中精度的滑模死区参数取值范围.文献[20]在比例导引的基础上提出了一种随导弹前置角变化的自适应比例,并给出了侧窗探测条件下制导律的使用范围.

针对侧窗探测约束下轨控发动机控制力存在耦合的问题,本文首先建立侧窗约束下的三维弹目交战模型;其次,基于有限时间收敛理论设计有限时间收敛制导律(Finite time convergence guidance law, FTCL),并给出收敛条件和收敛时间;再次,为解决连续输入离散化问题和PWPF调制器相位滞后问题,设计PSR脉冲调制器,建立数学模型,并介绍其工作原理;最后,通过仿真实验验证所设计制导律的有效性.

1 侧窗约束弹——目相对运动模型

KKV和目标的交战关系见图1.其中: $Ox_Iy_Iz_I$ 表示惯性坐标系, $Ox_Ly_Lz_L$ 表示视线坐标系, R 表示KKV与目标的相对距离, q_ϵ 表示视线倾角, q_β 表示视线偏角, θ_m 和 θ_t 分别表示KKV和目标的弹道倾角, φ_m 和 φ_t 分别表示KKV和目标的弹道偏角.

由图1可得弹目相对运动方程^[23],表示如下:

$$\begin{cases} \ddot{R} - R\dot{q}_\epsilon^2 - R\dot{q}_\beta^2 \cos^2 q_\epsilon = a_{TR} - a_{MR}, \\ R\ddot{q}_\epsilon + 2\dot{R}\dot{q}_\epsilon + R\dot{q}_\beta^2 \sin q_\epsilon \cos q_\epsilon = a_{T\epsilon} - a_{M\epsilon}, \\ -R\ddot{q}_\beta \cos q_\epsilon - 2\dot{R}\dot{q}_\beta \cos q_\epsilon + 2R\dot{q}_\epsilon \dot{q}_\beta \sin q_\epsilon = \\ a_{T\beta} - a_{M\beta}. \end{cases} \quad (1)$$

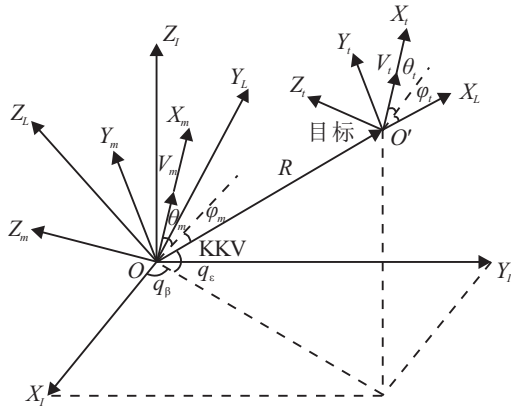


图1 KKV—目标三维运动关系图

定义状态变量 $x_1 = q_\epsilon, x_2 = \dot{q}_\epsilon, x_3 = q_\beta, x_4 = \dot{q}_\beta$ 可建立状态方程如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = -\frac{2\dot{R}}{R}x_2 - x_4^2 \sin x_1 \cos x_1 - \frac{a_{M\epsilon}}{R} + \frac{a_{T\epsilon}}{R}, \\ \dot{x}_3 = x_4, \\ \dot{x}_4 = -\frac{2\dot{R}}{R}x_4 - 2x_2x_4 \tan q_\epsilon + \frac{a_{M\beta}}{R \cos q_\epsilon} + \frac{a_{T\beta}}{R \cos q_\epsilon}. \end{cases} \quad (2)$$

零化视线角速率的思想是设计合理的 $a_{M\epsilon}$ 和 $a_{M\beta}$, 使得视线角速率 \dot{q}_ϵ 和 \dot{q}_β 收敛到0, 从而使拦截器以准平行接近的方法命中目标.

轨控发动机捷联安装在KKV的质心周围, 如图2所示. 从KKV尾部向前看, 发动机1和发动机3可产生沿本体 OY_1 轴上的控制力, 发动机2和发动机4可产生沿本体 OZ_1 轴上的控制力. 为保证侧窗探测视场的稳定, 需要对KKV姿态进行定向, 因此 $a_{M\epsilon}$ 和 $a_{M\beta}$ 与侧窗定向角度有关. 下面将推导侧窗定向下的轨控加速度 $a_{M\epsilon}$ 和 $a_{M\beta}$ 的具体表达式.

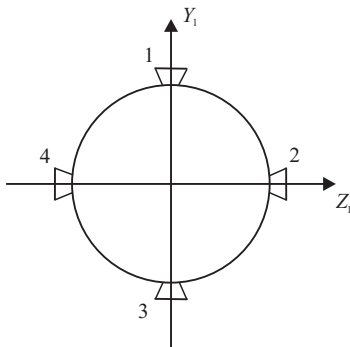


图2 推力器布局

视线坐标系 $OZ_L Y_L Z_L$ 和弹体坐标 $OX_1 Y_1 Z_1$ 的空间关系如图3所示, 两者相互转换的角度为高低角 ϵ 、方位角 β 和滚转角 γ , 其转换关系为

$$\begin{bmatrix} x_l \\ y_l \\ z_l \end{bmatrix} = L_x(\gamma)L_z(\epsilon)L_y(-\beta) \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

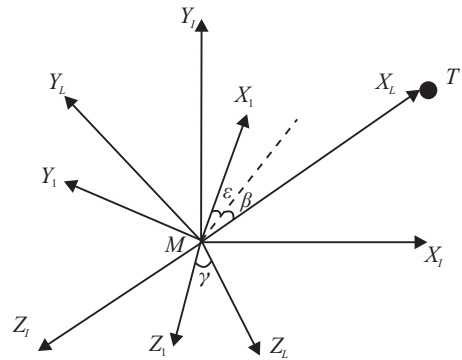


图3 姿态约束关系

在弹体系下, 推力 F_1 可以表示为

$$F_1 = [0 \quad F_{1y} \quad F_{1z}]^T. \quad (4)$$

结合式(3), 将推力转换到视线坐标系下, 得到视线系下的推力 F_l 表达式如下:

$$F_l = \begin{bmatrix} \sin \epsilon F_{ly} + \cos \epsilon \sin \beta F_{lz} \\ \cos \gamma \cos \epsilon F_{ly} + (\sin \gamma \cos \beta - \cos \gamma \sin \epsilon \sin \beta) F_{lz} \\ -\sin \gamma \cos \epsilon F_{ly} + (\sin \gamma \sin \beta \sin \epsilon + \cos \beta \cos \gamma) F_{lz} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

加速度 $a_l = F_2/m = [a_{x2} \quad a_{y2} \quad a_{z2}]$ 为KKV加速度在视线坐标系下各坐标轴的分量. 考虑到姿态定向完成后, 为保证探测视场稳定, 需要保证 $\gamma = 0$, 因此

$$\begin{cases} a_{M\epsilon} = a_{y2} = \frac{\cos \epsilon F_{ly} - \sin \epsilon \sin \beta F_{lz}}{m}, \\ a_{M\beta} = a_{z2} = \frac{\cos \beta F_{lz}}{m}. \end{cases} \quad (6)$$

轨控发动机输出力如下所示:

$$\begin{cases} F_{ly} = \pm T_y \text{ or } 0, \\ F_{lz} = \pm T_z \text{ or } 0, \end{cases} \quad (7)$$

其中 T_y 和 T_z 为常值. 将式(6)代入(2), 可得姿态定向下的制导律约束方程, 考虑到目标加速度难以精确获取, 本文将目标加速度作为扰动量处理.

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = -\frac{2\dot{R}}{R}x_2 - x_4^2 \sin x_1 \cos x_1 - \frac{\cos \epsilon F_{ly} - \sin \epsilon \sin \beta F_{lz}}{mR}, \\ \dot{x}_3 = x_4, \\ \dot{x}_4 = -\frac{2\dot{R}}{R}x_4 - 2x_2x_4 \tan q_\epsilon + \frac{\cos \beta F_{lz}}{mR \cos q_\epsilon}. \end{cases} \quad (8)$$

由式(8)可知,视线倾角速率主要通过发动机1和发动机3进行控制,但由于姿态定向、高低角 ε 和方位角 β 不为0,发动机2和发动机4同样会影响视线倾角速率,尽管 $\sin \varepsilon \sin \beta$ 为较小的量,但发动机推力较大,若不进行主动控制,必然会影响最终的制导精度.

2 三维鲁棒反演有限时间收敛制导律设计

考虑侧窗探测约束下的制导模型具有高阶性、耦合性的特点,为保证弹目视线角速率在有限时间内收敛到零附近的较小邻域内,从而实现准平行接近的目的,本文基于动态面反演控制理论设计了有限时间收敛制导律.

2.1 有限时间收敛控制理论

为证明系统的有限时间收敛特性,下面引入两个重要的引理.

引理1 针对自治系统 $\dot{x} = f(x), f(0) = 0$,假设存在连续可微函数 $V: D \rightarrow R^n$,满足如下条件^[16]:

- 1) V 为正定函数.
- 2) 存在正实数 $c_1 > 0, c_2 > 0$ 和 $\alpha \in (0, 1)$,以及一个包含 $D_0 \subset D$ 原点的领域,使得条件

$$\dot{V}(x) + c_1 V^\alpha(x) + c_2 V(x) \leq 0, x \in D_0 \setminus \{0\} \quad (9)$$

成立,则原点是系统的有限时间稳定的平衡点,即 $V(x)$ 可在有限时间 $T(x)$ 内从 $D_0 \subset R^n$ 到达 $V(x) \equiv 0$. 其中

$$T(x) \leq \frac{1}{c_2(1-\alpha)} \ln \frac{c_2 V^{1-\alpha}(x_0) + c_1}{c_1}, \quad (10)$$

$V(x_0)$ 是 $V(x)$ 的初始值. 此外,若 $D = R^n, V(x)$ 是径向无界(当 $\|x\| \rightarrow +\infty, V(x) \rightarrow \infty$),且 \dot{V} 的数值在 $R^n \setminus \{0\}$ 上为负,则原点 $x = 0$ 是系统全局有限时间稳定的平衡点.

引理2 对于 $x_l \in R(l = 1, 2, \dots, n), n > 1$,且 $0 < p \leq 1$,则满足下列不等式:

$$\begin{aligned} & (|x_1| + |x_2| + \dots + |x_n|)^p \leq \\ & |x_1|^p + |x_2|^p + \dots + |x_n|^p. \end{aligned} \quad (11)$$

2.2 有限时间收敛制导律设计

2.2.1 纵向平面制导律设计

定义跟踪误差 $e_1 = x_1 - x_1^*, x_1^*$ 代表期望的视线倾角角度,对 e_1 求导可得

$$\dot{e}_1 = x_2. \quad (12)$$

针对式(12),设计如下所示的虚拟控制量:

$$x_2^* = k_{11}e_1 + k_{12}|e_1|^\rho \text{sgn}(e_1). \quad (13)$$

定义跟踪误差为 $e_2 = x_2 - x_2^*$,对 e_2 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{e}_2 = & -\frac{2\dot{R}}{R}x_2 - x_4^2 \sin x_1 \cos x_1 - \\ & \frac{\cos \varepsilon F_{ly} - \sin \varepsilon \sin \beta F_{lz}}{mR} - \dot{x}_2^*. \end{aligned} \quad (14)$$

针对式(14),设计纵向平面制导律如下:

$$\begin{aligned} F_{ly} = & \frac{mR}{\cos \varepsilon} \left(-\frac{2\dot{R}}{R}x_2 - x_4^2 \sin x_1 \cos x_1 - \right. \\ & \left. \frac{\sin \varepsilon \sin \beta F_{lz}}{mR} + k_{21}e_2 + k_{22}|e_2|^\rho \text{sgn}(e_2) - \dot{x}_2^* \right). \end{aligned} \quad (15)$$

2.2.2 侧向平面制导律设计

定义跟踪误差 $e_3 = x_3 - x_3^*, x_3^*$ 代表期望的视线偏角角度,对 e_3 求导可得

$$\dot{e}_3 = x_3. \quad (16)$$

针对式(16),设计如下所示的虚拟控制量:

$$x_4^* = k_{31}e_3 + k_{32}|e_3|^\rho \text{sgn}(e_3). \quad (17)$$

定义跟踪误差为 $e_4 = x_4 - x_4^*$,对 e_4 求导可得

$$\dot{e}_4 = -\frac{2\dot{R}}{R}x_4 - 2x_1x_2 \tan q_\varepsilon + \frac{\cos \beta F_{lz}}{mR \cos q_\varepsilon} - \dot{x}_4^*. \quad (18)$$

针对式(18),设计如下的制导律:

$$\begin{aligned} F_{ly} = & \frac{mR \cos q_\varepsilon}{\cos \beta} \left(\frac{2\dot{R}}{R}x_4 + 2x_2x_4 \tan q_\varepsilon - \right. \\ & \left. k_{41}e_4 - k_{42}|e_4|^\rho \text{sgn}(e_4) + \dot{x}_4^* \right). \end{aligned} \quad (19)$$

由式(15)和(19)可知,设计的制导律充分考虑了姿态定向对控制力的影响,并在制导律中进行了控制补偿,这无疑将减小控制的难度,提高控制的精确度.

2.3 有限时间收敛特性证明

为证明有限时间收敛特性,考虑如下Lyapunov函数:

$$V = \frac{1}{2}(e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 + e_4^2). \quad (20)$$

对式(20)求导,结合式(12)、(14)、(16)和(18)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -k_{11}e_1^2 - k_{21}e_2^2 - k_{31}e_3^2 - k_{41}e_4^2 - k_{12}|e_1|^{\rho+1} - \\ & k_{22}|e_2|^{\rho+1} - k_{32}|e_3|^{\rho+1} - k_{42}|e_4|^{\rho+1} = \\ & \sum_{i=1}^4 k_{i1}e_i^2 - \sum_{i=1}^4 k_{i2}|e_i|^{\rho+1}. \end{aligned} \quad (21)$$

引入正数 k_1 和 k_2 ,使得

$$k_1 < \min(k_{11} + k_{21} + k_{31} + k_{41}), \quad (22)$$

$$k_2 < \min(k_{12} + k_{22} + k_{32} + k_{42}), \quad (23)$$

则

$$\dot{V} < -2k_1 \left[\left(\sum_{i=1}^4 e_i^2 \right) / 2 \right] - k_2 \left(\sum_{i=1}^4 |e_i|^{\rho+1} \right). \quad (24)$$

由引理2可得

$$\dot{V} < -2k_1 V - 2^{\rho+1} k_2 V^{(\rho+1)/2}. \quad (25)$$

由式(25)可知所设计的制导律满足引理1,这样保证了视线倾角速率和偏角速率的跟踪误差在有限时间内收敛,收敛时间为

$$T_x \leq \frac{1}{k_1(1-\rho)} \ln \frac{k_1 + 2^\rho k_2}{2^\rho k} \quad (26)$$

由式(26)可知,通过合理选择参数 k_1 、 k_2 和 ρ 即可实现对收敛时间的控制。

3 伪速率(PSR)脉冲调制器

利用PSR调制器将连续的量转化为数字式的控制量。PSR调制器的结构与PWPF调制器相似,只是一阶惯性环节的位置不同,一阶惯性环节用于补偿施密特触发器在反馈回路中的输出。PSR调制器的原理如图4所示。

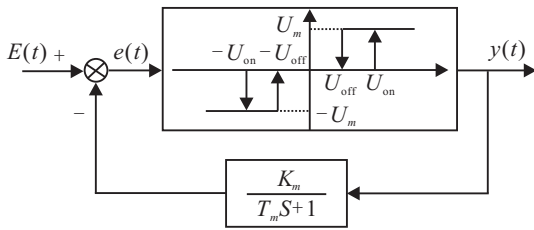


图4 PSR调制器结构图

当施密特触发器的输入 $e(t)$ 大于门限 u_{on} ,输出一个定值1。调制器输入 E 与1经过指数衰减后相减得新的 $e(t)$ 。在 $e(t)$ 继续增大或减小到 u_{off} 之前,调制器的输出始终为1;触发器输入 $e(t)$ 小于 u_{on} 或减小到 u_{off} 后,调制器的输出为0。同理, $e(t)$ 为负值时,调制器输出0或-1(负号表示调制器反向开),由此得出调制器的输出。

根据图4写出 $e(t)$ 的表达式。当继电器开启时

$$e(t) = K_m(E - u_m)(1 - e^{-t_1/T_m}) + u_{on}e^{-t_1/T_m}, \quad 0 \leq t_1 \leq T_{on}; \quad (27)$$

当继电器关闭时

$$e(t) = K_m(E - u_m)(1 - e^{-t_2/T_m}) + u_{off}e^{-t_2/T_m}, \quad 0 \leq t_2 \leq T_{off}. \quad (28)$$

由此得出输出脉冲宽度

$$T_{on} = -T_m \ln \left[1 - \frac{h}{K_m u_m - (E - u_{on})} \right], \quad (29)$$

继电器在一个周期内的关闭时间

$$T_{off} = -T_m \ln \left[1 - \frac{h}{K_m u_m - (E - u_{on})} \right], \quad (30)$$

开关频率

$$f = \frac{1}{T_{on} + T_{off}}, \quad (31)$$

最小脉冲宽度

$$\Delta \approx \frac{hT_m}{K_m}. \quad (32)$$

PSR调制器是PWPF的一种改进,继承了PWPF的优点。静态特性与飞行器的参数无关,输出脉冲与误差幅值和误差速度有关,并且提供相位超前性能。

4 数字仿真

以动能拦截器拦截临近空间飞行器为例,拦截器采用高抛再入式弹道^[24],其初始仿真参数如表1所示,轨控发动机参数如表2所示。导引头数据采样周期和制导指令形成周期均为10ms,导引头盲区 $r_b = 300$ m。导引头进入盲区后,仿真步长为0.01ms,发动机推力为0,直至命中目标。初始视线角分别为 $q_\epsilon = 1.7^\circ$, $q_\beta = 2.6^\circ$;初始视线角速率为 $\dot{q}_\epsilon = 1^\circ/s$, $\dot{q}_\beta = 2.6^\circ/s$ 。假设在 $R < 0.6$ m时实现弹目直接碰撞。

表1 仿真初始参数

| 参数 | 数值 |
|---------------|----------------|
| 拦截器位置坐标/km | (0, 60, 0) |
| 拦截器速度矢量/(m/s) | (3380, 905, 0) |
| 目标位置坐标/km | (200, 45, 10) |
| 目标速度矢量/(m/s) | (-2000, 0, 0) |

表2 拦截器系统参数

| 参数 | 数值 |
|-----------------------------|------|
| 拦截器初始质量m/kg | 50 |
| 发动机稳定推力 T_g /N | 3000 |
| 发动机比冲 I_s /s | 300 |
| 发动机开关延迟时间 τ /ms | 15 |
| 最小脉冲宽度 Δ /ms | 5 |
| 轨控响应时间 $t_{90}(t_{10})$ /ms | 10 |

4.1 检验制导律性能

将本文设计的FTCG制导律与经典的PNG进行对比。初始仿真参数如表1和表2所示,目标在纵向和侧向平面分别做加速度为2g的圆弧机动。仿真结果如表3和图5~图9所示。

表3 制导律影响仿真结果

| 制导律 | 脱靶量/m | 开关次数 | | 消耗比冲 |
|----------|-------|------|----|-------|
| | | y向 | z向 | |
| Proposed | 0.06 | 117 | 31 | 38220 |
| PNG | 0.15 | 198 | 92 | 40320 |

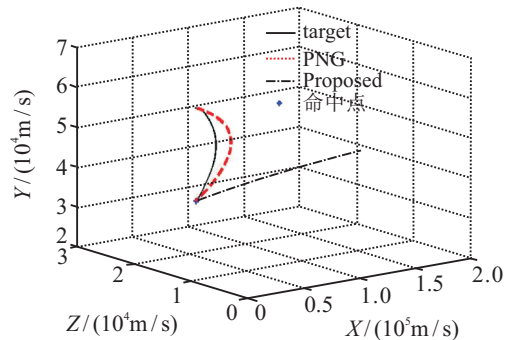


图5 三维空间弹道曲线

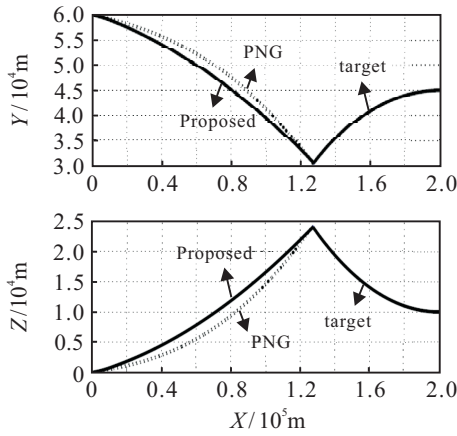


图6 二维平面弹道曲线

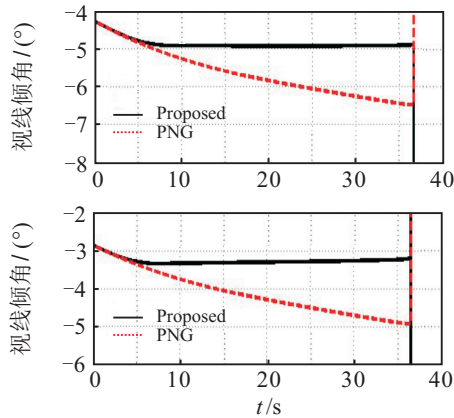


图7 弹目视线角曲线

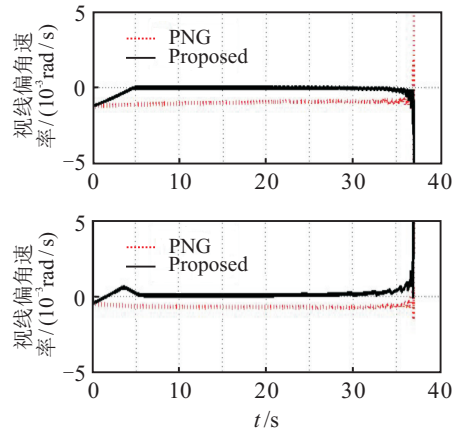


图8 视线角速率曲线

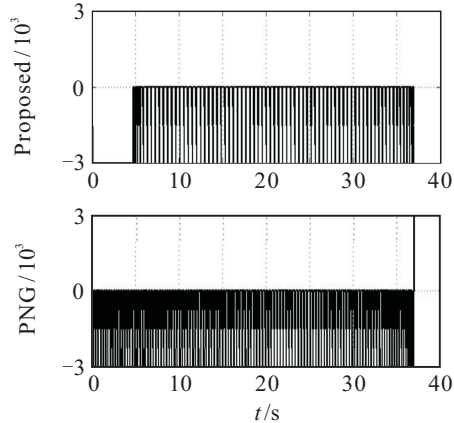


图9 纵向平面发动机推力曲线

从图5和图6可以看出,FTCG与PNG对应的弹道轨迹差别较大,相对于传统的PNG制导,FTCG弹道曲率变化较小,弹道更加平直,这一点有利于导弹在飞行时的弹道控制,具有重要工程应用价值.由图7可知,所设计的制导律将视线角稳定在一个较小的范围内,不仅有利于侧窗探测视场的稳定,同时也降低了导引头探测跟踪目标的难度.由图8、图9及表3可知,在拦截的开始阶段,导弹没有及时补偿目标机动信息,这样造成了制导后期的强制补偿,从而使得弹道弯曲,尤其是在拦截的末端.由图9可知:随着视线角速率的增大,PNG过载出现了激增,尤其是在末端,开关机次数和开关机时间明显增多,甚至达到了饱和状态,这也是导致脱靶量较大的原因;所设计的FTCG整体过载比较平稳,即使在导引的末端,发动机的开关机次数和开关机时间仍然能保证在一个合理的范围内,大大降低了对执行机构的要求,这将极大地提高其工程应用价值.

4.2 检验目标机动对制导性能的影响

目标的机动特性通常会使得制导性能变差,且对拦截弹道曲率有着直接的影响,本文目标在纵向平面分别采取如图10所示的3种机动方式,视线倾角速率和推力曲线如图11和12所示,仿真数据如表4所示.

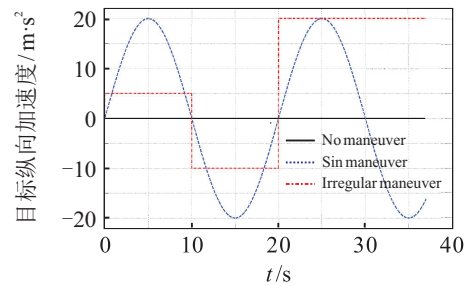


图10 目标纵向机动加速度

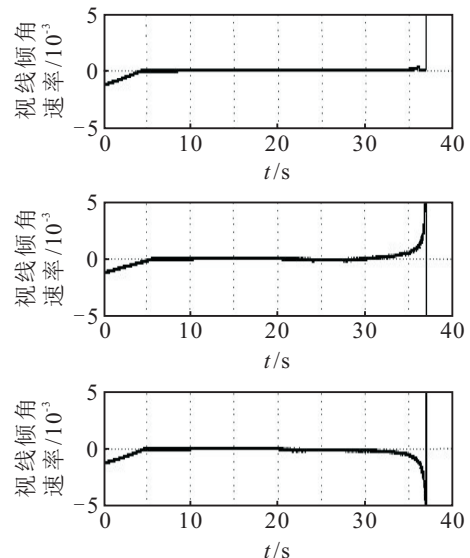


图11 3种机动方式视线倾角速率曲线

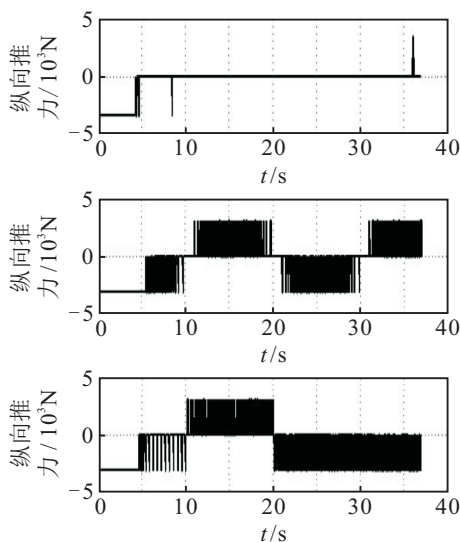


图12 3种机动方式纵向发动机推力曲线

表4 目标机动影响仿真结果

| 制导律 | 脱靶量/m | 开关次数 | | 消耗比冲 |
|-------|-------|------|----|-------|
| | | y向 | z向 | |
| 不机动 | 0.06 | 14 | 16 | 16380 |
| 正弦机动 | 0.15 | 271 | 51 | 40800 |
| 不规则机动 | 0.26 | 365 | 65 | 41220 |

由图11、图12和表4可知:无论面对目标何种样式的机动,所设计的制导律均能使视线角速率快速收敛到零附近的较小的邻域内,因而保证了足够高的制导精度;目标的机动会使轨控发动机开机次数增多,且机动加速度越大,发动机开机越频繁,消耗的总冲越大,制导精度越差.

4.3 检验开关机门限对制导性能的影响

为了减少发动机的开关机次数且抑制滑模的抖动,需要设定一定的开关机门限.本文设定纵向平面的开机门限分别为 $0.1T_y$ 、 $0.2T_y$ 、 $0.3T_y$,得到的纵向视线倾角速率和纵向发动机推力曲线如图13和图14所示,仿真数据结果如表5所示.

表5 目标机动影响仿真结果

| 制导律 | 脱靶量/m | 开关次数 | | 消耗比冲 |
|----------|-------|------|-----|-------|
| | | y向 | z向 | |
| $0.1T_y$ | 0.07 | 1365 | 662 | 81450 |
| $0.2T_y$ | 0.08 | 32 | 39 | 17670 |
| $0.3T_y$ | 0.11 | 14 | 16 | 16380 |

由图13、图14和表5可知:发动机开关机门限越小,其制导精度越高,消耗的总冲越大;随着开关机门限的增加,其脱靶量逐渐增大.因此,开关机门限和制导精度是一个相互矛盾的两个因素,需要根据实际的作战环境灵活地选定开关机的门限,以达到开关机能量和制导精度的统一.

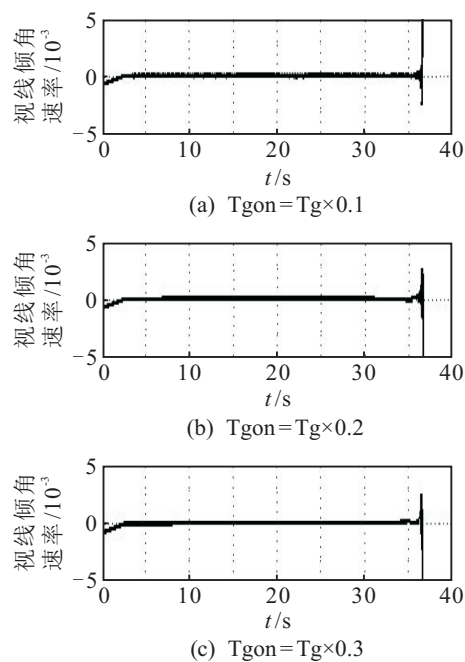


图13 不同开关机门限视线倾角速率

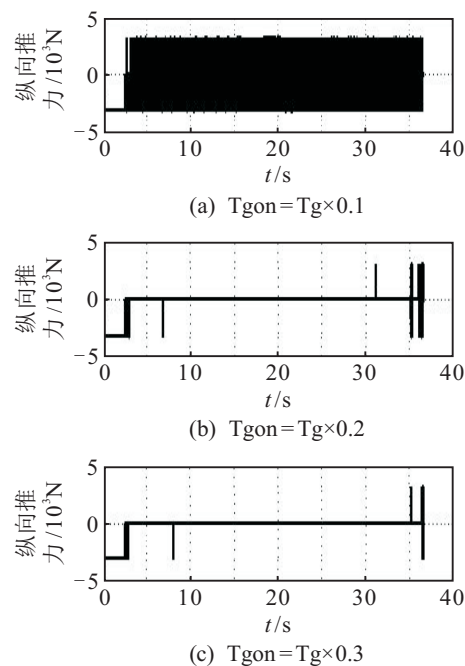


图14 不同开关机门限纵向发动机推力

5 结论

针对临近空间拦截问题,考虑到动能拦截器只能输出大小和方向恒定的力,且受到侧窗探测弹体姿态定向的约束,发动机在纵向和侧向平面产生的控制力存在耦合,本文构建了包含轨控发动机的三维弹目交战模型,采用有限时间收敛控制理论设计了适用于控制力和角度受约束的新型制导算法,并结合有限时间控制理论对制导系统的有限时间收敛特性进行了推导;同时,为克服PWPF脉冲调制器相位滞后问题,设计了PSR脉冲调制器,通过理论证明了其优越性.仿真结果表明,本文所设计的FTCG制导律弹道平直,

制导精度高,对目标机动具有较强的鲁棒性,角度约束保证了探测视场的稳定,降低了导引头探测和跟踪的难度,具有显著的工程应用价值。

本文针对动能拦截器采用侧窗探测和轨控系统制导目标,主要还是采用先设计连续量,然后将连续的控制力数字化,调制带来的具体性能损失尚无法衡量,下一步将考虑直接设计开关机制导律来避免调制过程中带来的性能损失。

参考文献(References)

- [1] 王建华, 刘鲁华, 王鹏, 等. 高超声速飞行器纵向平面滑翔飞行制导控制方法[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(1): 58-66.
(Wang J H, Liu L H, Wang P, et al. Longitudinal integrated guidance and control scheme for hypersonic vehicle in glide phase[J]. J of National University of Defense Technology, 2017, 39(1): 58-66.)
- [2] Zhou L N, Zhu Q C, Li P. Current development and trend of conventional prompt global strike of U.S.[J]. Modern Defence Technology, 2015, 43(2): 1-5.
- [3] Liu X, Liu W, Zhao Y. Navier-Stokes predictions of dynamic stability derivatives for air-breathing hypersonic vehicle[J]. Acta Astronautica, 2016, 118: 262-285.
- [4] 丁世宏, 李世华. 有限时间控制问题综述[J]. 控制与决策, 2011, 26(2): 161-169.
(Ding S H, Li S H. A survey for finite-time control problems[J]. Control and Decision, 2011, 26(2): 161-169.)
- [5] Sun S, Zhou D, Hou W T. A guidance law with finite time convergence accounting for autopilot lag[J]. Aerospace Science and Technology, 2013(25): 132-137.
- [6] Zhou D, Sun S. Guidance laws with finite time convergence[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(6): 1838-1846.
- [7] Lianghua Sun, Weihong Wang, Ran Yi. A novel guidance law using fast Terminal sliding mode control with impact angle constraints[J]. ISA Trans, 2016, 64(2): 12-23.
- [8] Song J, Song S, Guo Y, et al. Nonlinear disturbance observer-based fast Terminal sliding mode guidance law with impact angle constraints[J]. Int J of Innovative Computing, Information and Control, 2015, 11(3): 787-802.
- [9] Song J H, Song M S, Zhou H B. Adaptive nonsingular fast Terminal sliding mode guidance law with impact angle constraints[J]. Int J of Control Automation and Systems, 2016, 14(2): 99-114.
- [10] Li G, Ji H. A three-dimensional robust nonlinear terminal guidance law with ISS finite-time convergence[J]. Int J of Control, 2016, 89(5): 938-949.
- [11] Shaoming He, Jiang Wang, Defu Lin. Composite guidance laws using higher order sliding mode differentiator and disturbance observer[J]. Proc of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J of Aerospace Engineering, 2015, 229(13): 2397-2415.
- [12] 王华吉, 简金蕾, 雷虎民. 带扩张观测器的新型滑模导引律[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(5): 622-627.
(Wang H J, Jian J L, Lei H M. A new sliding mode guidance law based on extended state observer[J]. J of Solid Rocket Technology, 2015, 38(5): 622-627.)
- [13] Bin Zhao, Jun Zhou. Smooth adaptive finite time guidance law with impact angle constraints[J]. Int J of Aerospace Engineering, 2016, DOI: 10.1155/2016/5730168.
- [14] 郭建国, 韩拓, 周军, 等. 基于终端角度约束的二阶滑模制导律设计[J]. 航空学报, 2017, 38(2): 215-224.
(Guo J G, Han T, Zhou J, et al. Secondorder sliding mode guidance law with impact angle constraint[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(2): 215-224.)
- [15] Kumar S R, Rao S, Ghose D. Nonsingular terminal sliding mode guidance with impact angle constraints[J]. J of Guidance, Control, Dynamics, 2014, 37(4): 214-223.
- [16] Wang Q, Yang B Q, Ma K M. PWPF optimizing design and its application research to terminal guidance of kinetic killing vehicle[J]. J of Astronautics, 2005, 26(5): 576-580.
- [17] Wang Y, Zhou J, Zhao B, et al. Orbit control scheme of the terminal course of side window detection kinetic kill vehicle[J]. J of Solid Rocket Technology, 2016, 39(4): 588-593.
- [18] Guo J, Zhang T, Zhou J, et al. The three dimensional guidance system design of terminal attack phase for exo-atmospheric kill vehicle[J]. Optik-International J for Light and Electron Optics, 2017, 130: 1158-1167.
- [19] 段美君, 周荻, 程大林, 等. 基于有限时间理论的临近空间拦截器末制导律PWPF调节器研究[J]. 航空学报, 2017, DOI: 10.7527/S1000-6893.2017.321481.
(Duan M J, Zhou D, Cheng D L, et al. Research of terminal guidance law and PWPF modulator for near space interceptor based on finite time theory[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, DOI: 10.7527/S1000-6893.2017.321481.)
- [20] 余英, 侯明善, 张斯哲, 等. 侧窗探测自适应制导研究[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(2): 287-293.
(Yu Y, Hou M S, Zhang S Z, et al. A new adaptive proportional navigation based on side windows detection[J]. J of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(2): 287-293.)
- [21] Strauss B J, Gravina R J, Hasenzahl C J, et al. All attitude guidance and control for endoatmospheric in-tercepts[C]. AIAA SDIO All Attitude Guidance and Control for Annual Interceptor Technology Conf. AIAA, 1993: 1-8.
- [22] Yang Bao-qing, Zheng Tian-yu, Zhang Si-lun. Analysis and modeling of terminal guidance system for a flight vehicle with sidewindow detection[C]. Proc of the 33rd Chinese Control Conf. Nanjing: IEEE, 2014: 1051-1056.
- [23] 雷虎民. 导弹制导与控制原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009: 78-81.
(Lei H M. Theory of guidance and control for missile[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009: 78-81.)
- [24] 张大元, 雷虎民, 邵雷, 等. 临近空间高超声速目标拦截弹道规划[J]. 国防科技大学报, 2015, 37(3): 91-97.
(Zhang D Y, Lei H M, Shao L, et al. Interceptor trajectory programming foe near space hypersonic target[J]. J of National University of Defense Technology, 2015, 37(3): 91-97.)