

基于零脱靶量设计的前向追踪拦截滑模制导律*

贾 杰 李永强 陈 晨 周艳艳

南昌航空大学 南昌 330063



摘 要 在拦截高超音速目标时,传统拦截制导律要求拦截弹速度更高,由此带来拦截弹的能量和控制等诸多难题。本文设计了一种基于零脱靶量的前向追踪拦截滑模制导律,实现了低速拦截弹拦截高速目标。首先分析了前向追踪拦截模型,该模型将低速拦截弹放置在高速目标前方飞行,通过控制拦截弹的飞行方向,可以达到拦截目标的目的;然后给出了前向追踪模型下理论脱靶量在目标机动和非机动两种情况下的数学表达式;最后以目标机动情况下的理论脱靶量为滑模面,设计了一种基于滑模控制的前向追踪拦截制导律。仿真试验验证了该制导律的可行性和高精度、低过载的特点。

关键词 前向追踪; 拦截; 滑模控制; 制导律

中图分类号: V448.13

文献标识码: A

文章编号: 1006-3242(2013)01-0027-05

Head Pursuit Interception Sliding Mode Guidance Law Based on Zero Miss-distance

JIA Jie LI Yongqiang CHEN Chen ZHOU Yanyan

Aerospace Information and Safety Technology Institute, Nanchang Hangkong
University, Nanchang 330063, China

Abstract The higher speed is required for interceptor in the traditional interception guidance law during intercepting hypersonic targets. It results in a lot of difficult problems such as the energy and control of interceptor. Based on zero miss-distance, a head pursuit interception sliding mode control guidance law is designed, which allows the low-speed interceptor to intercept the high-speed target. Firstly, the model of head pursuit interception that the low-speed interceptor flies towards the front of the high-speed target is analyzed. By controlling the flight direction, the target can be intercepted. Then, the math expressions of miss-distance which in the both cases of maneuvering target and non-maneuvering target are presented. Finally, the miss-distance which in the case of maneuvering target is considered as the sliding surface and the head pursuit interception guidance law based on sliding control is proposed. The simulation shows that this feasibility, high accuracy and low overload of this proposed guidance law.

Key words Head pursuit; Interception; Sliding mode control; Guidance law

* 国家自然科学基金(61263012); 中国博士后科学基金(2012M510593)

收稿日期: 2012-09-13

作者简介: 贾 杰(1972-),男,河南新乡人,博士后,副教授,主要研究方向为飞行器制导与控制,非线性系统建模与故障诊断等; 李永强(1986-),男,江西丰城人,硕士研究生,主要研究方向为飞行器制导与控制; 陈 晨(1988-),女,武汉人,硕士研究生,主要研究方向为飞行器制导与控制; 周艳艳(1988-),女,山东济宁人,硕士研究生,主要研究方向为非线性系统建模与滤波等。

当前,空空导弹使用的制导律主要是比例导引法。但是使用比例导引法拦截高超音速目标,需要拦截弹的速度更高,这将引起拦截弹的控制和红外导引头的精度等问题。

为克服这一问题, Oded M. Golan 等人首先提出前向追踪拦截制导模型^[1-2]。该拦截方式将拦截弹放置在目标飞行前方,且速度比目标速度小,这样就巧妙地将传统制导方式中拦截弹速度必须大于目标的要求,转化为拦截弹速度小于目标速度,从而减小了拦截弹的能量需求,降低了系统的控制难度。文献[3-4]深入研究了前向追踪拦截方式的三维制导律。通过控制拦截弹速度-视线角与目标速度-视线角成比例关系,从而控制拦截弹始终飞行在目标前方,且弹目速度方向一致。但是该制导律需要精确地获取目标的速度矢量,并且对目标的机动比较敏感,因此,在鲁棒性和实用性上有所欠缺。文献[5]基于准平行接近原理^[6],提出一种前向追踪拦截变结构制导律。该制导律不要求拦截弹速度和目标速度方向一致,只需保持视线角为常数,即可达到拦截目的,所以,该制导律既可以前向追踪拦截,也可以迎面拦截。但是该制导律针对大机动目标的追踪拦截所需过载较大,且在制导末期,视线角速度容易发散,从而引起系统不稳定。

本文从脱靶量的角度出发,建立了前向追踪拦截制导模型,推导了该方式下的理论脱靶量,以零脱靶量为目标,利用变结构控制理论对干扰具有自适应性的特点,设计了一种前向追踪拦截滑模制导律。该制导律结构简单,所需目标信息量少,具有较强的鲁棒性和相当高的精度。

1 前向追踪拦截模型

图1是前向追踪拦截方式的弹目运动关系图。图中 T 和 M 分别为目标和导弹, v_t 和 v_m 分别为目标和导弹的速度, α 和 β 分别是 v_t 和 v_m 与水平线的夹角, r 是弹目距离矢量,方向从 T 到 M , q 是弹目视线角, θ 和 δ 分别是 v_t 和 v_m 与弹目视线的夹角。

图1中,

$$\theta = \alpha - q \quad (1)$$

$$\delta = \beta - q \quad (2)$$

弹目相对速度:

$$\dot{r} = v_m \cos \delta - v_t \cos \theta \quad (3)$$

视线角变化率:

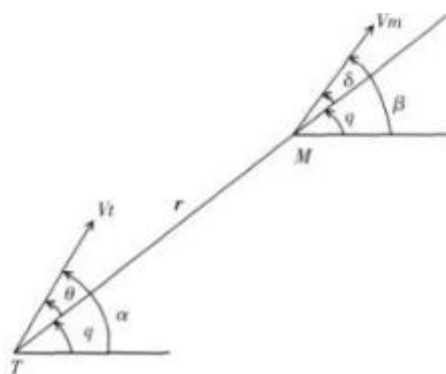


图1 弹目运动关系图

$$\dot{q} = \frac{v_m \sin \delta - v_t \sin \theta}{r} \quad (4)$$

如果导弹和目标的机动都只作用在垂直速度方向上,则:

$$\dot{\alpha} = \frac{a_t}{v_t} \quad (5)$$

$$\dot{\beta} = \frac{a_m}{v_m} \quad (6)$$

式(5)和(6)中, a_t 和 a_m 分别为目标和导弹的加速度。

对式(1)和(2)求导:

$$\dot{\theta} = \frac{a_t}{v_t} - \dot{q} \quad (7)$$

$$\dot{\delta} = \frac{a_m}{v_m} - \dot{q} \quad (8)$$

对式(4)求导得:

$$\ddot{q} = \frac{a_m - a_T - 2\dot{r}\dot{q}}{r} \quad (9)$$

上式中, $a_M = a_m \cos \delta$, $a_T = a_t \cos \theta$,分别为拦截弹和目标的法向加速度在垂直视线方向上的分量。

2 脱靶量的数学描述

在实际应用中,脱靶量是指拦截弹与目标的最小距离,是衡量拦截弹拦截精度的重要标准。文献[7]推导了可用于计算的理论脱靶量,当目标非机动时,理论脱靶量可以表示为:

$$D = \frac{r^2 \dot{q}}{\sqrt{\dot{r}^2 + r^2 \dot{q}^2}} \quad (10)$$

当目标机动时,理论脱靶量可以表示为:

$$D = -\frac{r^2 \dot{q}}{\dot{r}} + \frac{1}{2} \frac{r^2}{\dot{r}^2} (a_M - a_T) \quad (11)$$

在前向追踪拦截方式下,目标机动情况下的理

论脱靶量为:

$$D = -\frac{r^2}{r} \dot{q} + \frac{1}{2} \frac{r^2}{r^2} (a_M - a_T) \quad (12)$$

在实际情况下,目标一般都机动飞行,因此,式(12)更近似地表达了前向追踪拦截方式下的实际脱靶量。

3 制导律设计

为实现理论上的零脱靶量,按照变结构控制理论^[8],可以将理论脱靶量选取为滑模面,即:

$$s = D = -\frac{r^2}{r} \dot{q} + \frac{1}{2} \frac{r^2}{r^2} (a_M - a_T) \quad (13)$$

式(13)可以理解为,系统一直处于趋近阶段,当系统进入滑模面时,理论脱靶量为0,拦截过程就结束。

在拦截过程中,弹目相对速度变化率 \ddot{r} 较小,计算时可以认为弹目相对速度 \dot{r} 为常数。对式(13)求得:

$$\dot{s} = \frac{1}{2} \frac{r^2}{r^2} (\dot{a}_M - \dot{a}_T) \quad (14)$$

近似自动驾驶仪一阶动态特性:

$$\dot{a}_M = \frac{1}{\tau} u - \frac{1}{\tau} a_M \quad (15)$$

上式中, τ 为时间常数, u 为制导指令。于是,式(14)可写成:

$$\dot{s} = \frac{1}{2} \frac{r^2}{r^2} \left(\frac{1}{\tau} u - \frac{1}{\tau} a_M - \dot{a}_T \right) \quad (16)$$

为使系统具有良好的趋近品质,本文选取自适应趋近律^[9]如下:

$$\dot{s} = -\frac{1}{\tau} s - \varepsilon \frac{r^2}{2\tau r^2} \operatorname{sgn}(s) \quad (17)$$

式中: $\varepsilon > |a_T| + \tau |\dot{a}_T|$ 。

求解式(16)和(17):

$$u = 2\dot{r}\dot{q} + a_T + \tau\dot{a}_T - \varepsilon \operatorname{sgn}(s) \quad (18)$$

上式中,目标的机动 a_T 和 \dot{a}_T 无法测量,因为滑模控制对干扰具有自适应性的特性,所以可将 a_T 和 \dot{a}_T 作为干扰处理。分析 $\operatorname{sgn}(s)$: 式(12)中的脱靶量 D 含有 a_T 项,而实际过程中无法获得 a_T 的精确值,但是可以用式(10)代替式(12),于是:

$$\begin{aligned} \operatorname{sgn}(s) &= \operatorname{sgn}(D) \\ &= \operatorname{sgn}\left(\frac{r^2}{\sqrt{r^2 + r^2 \dot{q}^2}} \dot{q}\right) = \operatorname{sgn}(\dot{q}) \end{aligned}$$

因此得到较简单的制导律:

$$u = 2\dot{r}\dot{q} - \varepsilon \operatorname{sgn}(\dot{q}) \quad (19)$$

选取李雅普诺夫函数 $V = \frac{1}{2} s^2$,

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s\dot{s} \\ &= s\left(\frac{1}{2} \frac{r^2}{r^2} \left(\frac{1}{\tau} u - \frac{1}{\tau} a_M - \dot{a}_T\right)\right) \\ &= s\left(\frac{1}{2} \frac{r^2}{r^2} \left(\frac{1}{\tau} 2\dot{r}\dot{q} - \frac{1}{\tau} \varepsilon \operatorname{sgn}(s) - \frac{1}{\tau} a_M - \dot{a}_T\right)\right) \\ &= -\frac{1}{\tau} s^2 - \frac{r^2}{2\tau r^2} s(\varepsilon \operatorname{sgn}(s) + a_T + \tau \dot{a}_T) \end{aligned}$$

如果选取 $\varepsilon > |a_T| + \tau |\dot{a}_T|$, 而 $|a_T|$ 和 $|\dot{a}_T|$ 有上限, 则 $\operatorname{sgn}(\varepsilon \operatorname{sgn}(s) + a_T + \tau \dot{a}_T) = \operatorname{sgn}(\varepsilon \operatorname{sgn}(s)) = \operatorname{sgn}(s)$, 进而证明 $\dot{V} \leq 0$, 系统渐近稳定。

为减小抖振,可以用饱和函数 $\operatorname{sat}(\dot{q})$ 替代符号函数 $\operatorname{sgn}(\dot{q})$:

$$u = 2\dot{r}\dot{q} - \varepsilon \operatorname{sat}(\dot{q}) \quad (20)$$

式中:

$$\operatorname{sat}(\dot{q}) = \begin{cases} -1, & \dot{q} \leq -0.01 \\ 100\dot{q}, & -0.01 < \dot{q} < 0.01 \\ 1, & \dot{q} \geq 0.01 \end{cases}$$

4 仿真与分析

基于机动目标拦截设计的制导律必须能拦截非机动目标。在目标机动情况下,正弦机动是目标常见的逃逸方式,本文设定目标以非机动飞行和以5g的最大机动能力做正弦机动逃逸2种情况,利用上文所设计的制导律进行拦截,并分析其导引品质。

设置初始条件: 拦截弹位置(2000,800),速率1200m/s,俯仰角60°; 目标位置(0,0),速率1600m/s,俯仰角30°。

图2~3显示了目标非机动和机动情况下的视线角变化率。从图2可以看出,当目标非机动飞行时,视线角变化率逐渐变小,最终趋近为0。而在拦截机动目标时,视线角变化率会产生震荡,这是因为目标的周期性机动变化;图3显示,视线角变化率的震荡幅度逐渐变大,这是因为在拦截过程中,弹目距离逐渐变小。

图4~5分别为目标非机动和机动情况下拦截弹的过载情况。图4说明,在拦截非机动目标时,拦截弹在开始的一段较小的过载调整后,过载接近为0。图5说明,当目标作周期性的机动时,拦截弹

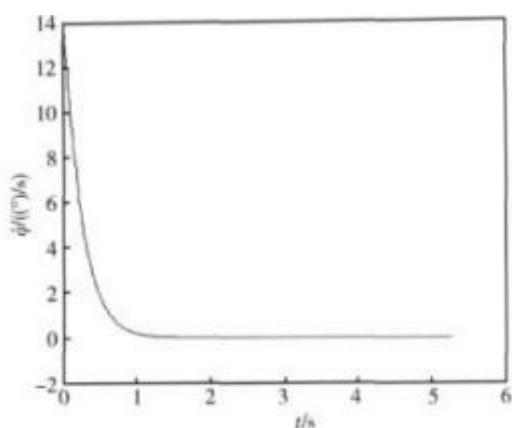


图2 视线角速度变化曲线(目标非机动)

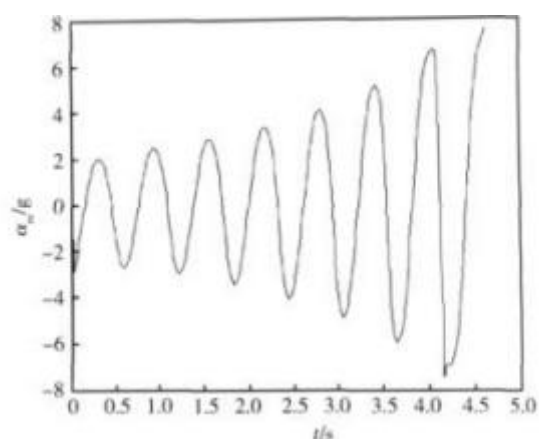


图5 拦截弹法向过载(目标机动)

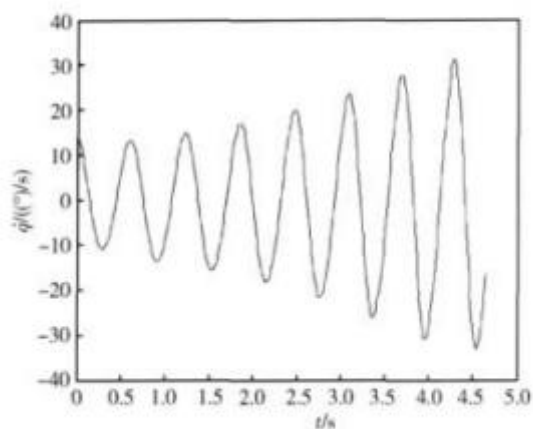


图3 视线角速度变化曲线(目标机动)

需要相应的周期性过载,而过载变化比较圆滑,实际情况下比较容易实现;同时,相对目标的过载,拦截弹的过载变化范围不大,在 $\pm 8g$ 之间。

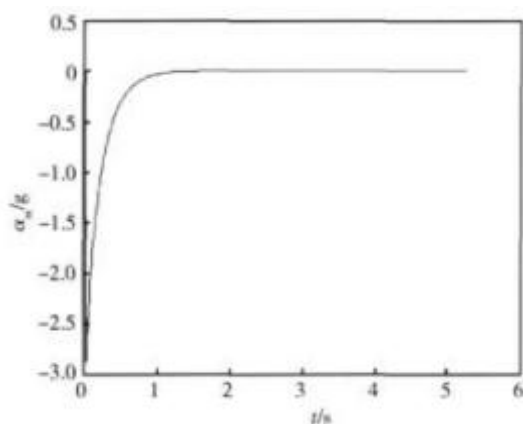


图4 拦截弹法向过载(目标非机动)

化,在制导末期,几乎与目标的轨迹重合,最终脱靶量为0.8m。

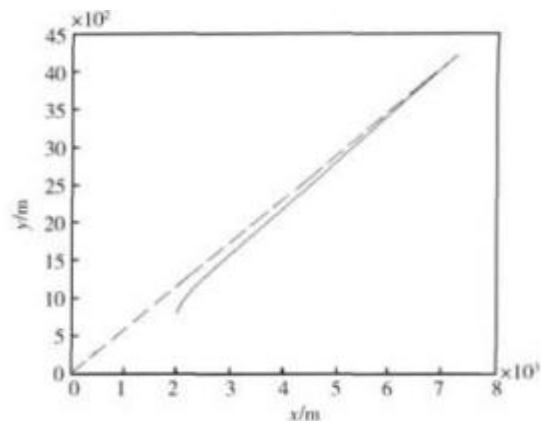


图6 弹目运动轨迹(目标非机动)

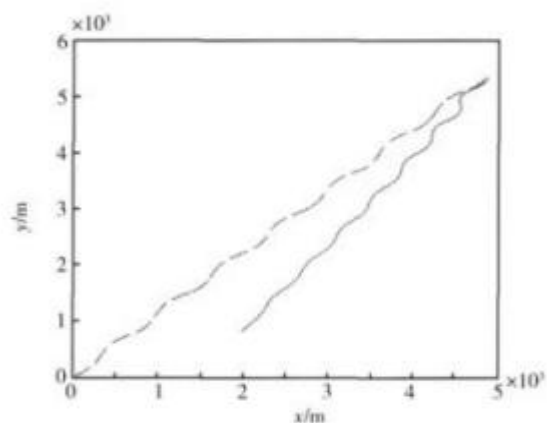


图7 弹目运动轨迹(目标机动)

图6~7为2种情况下的弹道轨迹。图6显示,目标做非机动飞行时,拦截弹的轨迹非常理想。图7中,拦截弹的飞行轨迹随着目标轨迹的变化而变

5 结论

前向追踪拦截制导律能用低速拦截弹拦截高速目标,由此解决了拦截高超音速目标的拦截弹能量、

红外导引头精度等问题。本文从脱靶量的角度出发,研究了前向追踪拦截方式的一种制导方法,即以脱靶量为滑模面,使系统逐渐趋近于零脱靶量,这样就克服了其它前向追踪拦截制导律对目标速度矢量变化的敏感性。由于对目标的机动加速度及其变化率进行了估计,该制导律适合拦截作复杂机动目标的拦截。仿真表明,该制导律不只在拦截非机动目标时能取得理想的拦截效果,也能对机动目标的拦截具有高精度、低过载等良好品质。

参 考 文 献

- [1] Oded M. Golan, Tal Shima. Head Pursuit Guidance for Hypervelocity Interception [R]. Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA 2004-4885, 2004.
 - [2] Oded M. Golan, Tal Shima. Precursor Interceptor Guidance Using the Sliding Mode Approach [R]. Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA 2005-5965, 2005.
 - [3] 高乾,周林,王云鹏,等. 大气层外动能拦截器顺轨拦截制导律设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2011, (6): 1-5. (Gao Qian, Zhou Lin, Wang Yunpeng, et al. A Guidance Law Design for Exoatmospheric Kinetic Interceptor [J]. Missiles and Space Vehicles, 2011, (6): 1-5.)
 - [4] Ge Lianzheng, Shen Yi, Gao Yunfeng, Zhao Lijun. Head Pursuit Variable Structure Guidance Law for Three-dimensional Space Interception [J]. Journal of Astronautics, 2008, 21: 247-251.
 - [5] 赵振昊,沈毅,刘鹤. 基于变结构控制的前向拦截导引方法[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 835-839. (Zhao Zhenhao, Shen Yi, Liu He. A Head Pursuit Guidance Scheme Based on Variable Structure Control [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(4): 835-839.)
 - [6] 周荻,慕春棣,徐文立. 空间拦截智能自适应变结构导引规律研究[J]. 宇航学报, 1999, 20(4): 60-65. (Zhou Di, Mu Chundi, Xu Wenli. Intelligent Adaptive Variable Structure Guidance for Space Interception [J]. Journal of Astronautics, 1999, 20(4): 60-65.)
 - [7] 李君龙,陈杰,胡恒章. 目标机动时的一种非线性末制导律[J]. 宇航学报, 1998, 19(2): 18-42. (Li Junlong, Chen Jie, Hu Hengzhang. A Nonlinear Terminal Guidance Law for Maneuver Targets [J]. Journal of Astronautics, 1998, 19(2): 18-42.)
 - [8] 高为炳. 变结构控制理论基础. 北京: 中国科学技术出版社, 1990: 30-31. (Gao Weibing. The Variable Structure Control Theory Basis [J]. Beijing: Chinese Science and Technology Press, 1990: 30-31.)
 - [9] 郭建国,周凤岐,周军. 基于零脱靶量设计的变结构末制导律[J]. 宇航学报, 2006, 26(2): 152-155. (Guo Jianguo, Zhou Fengqi, Zhou Jun. Variable Structure Terminal Guidance Law Based on Zero Miss-distance [J]. Journal of Astronautics, 2006, 26(2): 152-155.)
- ~~~~~
- (上接第10页)
- 现多样性,应重视制导方法的研究。载人航天工程交会对接任务促进了迭代制导在我国运载火箭上的成功应用,但对任务的通用性还不够,因其推力矢量的表达形式难以同时满足多种附加条件。而同时要将复杂的轨迹规划过程放到箭上实现,还需要箭上计算机水平的快速发展作为支持。因此制导方法的发展,离不开型号牵引和火箭信息技术整体水平的提升。
- 注①: 某些飞行器采用图像匹配制导等方法后,工具误差和方法误差的定义已与上述不完全相同。
- ### 参 考 文 献
- [1] 吕新广,宋征宇. 载人运载火箭迭代制导方法应用研究[J]. 载人航天, 2009(1): 9-14.
 - [2] 陈新民,余梦伦. 迭代制导在运载火箭上的应用研究[J]. 宇航学报, 2003(5): 484-489.
 - [3] Walter Haeussermann. Guidance and Control of SATURN Launch Vehicles [J]. AIAA Second Annual Meeting. NASA MSFC, AIAA Paper No. 65-304, 1965.
 - [4] R. L. McHenry, et al. Space Shuttle Ascent Guidance, Navigation, and Control [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1979, 27: 1-38.
 - [5] Orbcomm Craft Falls out of Orbit [N]. SPACE NEWS, 2012, 23(40): 4.
 - [6] RL-10 Investigation Delays USAF Spaceplane Mission [J]. SPACE NEWS, 2012, 23(42): 8.
 - [7] 唐国金,罗亚中,雍恩米. 航天器轨迹优化理论、方法及应用[M]. 科学出版社, 2012.
 - [8] P. Lu and B. J. Griffin. Rapid Optimal Multiburn Ascent Planning and Guidance. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31: 9.
 - [9] 火箭高精度入轨技术, 载人航天空间站工程预先研究课题结题报告[Z]. 2012.