

带落角和导引头视角约束的制导律设计

席杰, 杨军, 朱学平
(西北工业大学航天学院, 西安 710072)

摘要: 针对导弹实现终端大落角对目标进行攻顶的需求, 通过带落角约束的最优制导律来控制终端落角, 此过程中可能会出现目标超出导引头视场的现象, 所以设计了一种带修正项的制导律。该方法是在最优制导律的基础上引入一个修正项, 当导引头视角超出设定阈值时开启修正项, 使目标始终处于视场之内; 当视角小于阈值时关闭修正项以发挥原制导律的优势。该制导律既保留了原来最优制导律的高落角特性, 又有效地处理了导引头视角的问题。仿真结果表明: 通过该方法实现带落角和导引头约束的导引是可行的。

关键词: 导弹; 落角约束; 视角约束; 制导律

中图分类号: V271.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)09-0026-03

Guidance Law Design with Impact Angle and View Angle Constraints

XI Jie, YANG Jun, ZHU Xue-ping

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to attack the top of a target at large terminal angle, the optimal guidance law with impact angle constraint is applied to control the terminal angle of the missile. Since it may occur that the target moves beyond the seeker's field of view, a guidance law with an amendment part is designed, i. e., introducing a part based on the optimal guidance law. The part works if the view angle exceeds the predefined value to maintain the target inside the field of view, and is turned off to apply the original guidance law if not. The new guidance law can not only retain the high angle characteristics of original optimal guidance law, but also deal with the view angle problem effectively. Simulation results show that it is feasible to achieve navigation with impact angle and view angle constraints by this method.

Key words: missile; impact angle constraint; view angle restriction; guidance law

0 引言

在对地攻击中, 导弹对目标的毁伤能力是评价导弹性能的重要指标, 希望导弹以大落角对目标实施攻顶。对终端落角的控制成为当今精确打击武器的一项重要性能^[1-2]。针对导弹大落角需求下, 其飞行弹道比较弯曲, 而导引头机械结构的限制可能会引起目标超出视场, 造成目标丢失的问题^[3], 对导引头视角的控制也成为研究大落角导引方法的一个重要内容。

针对导引头系统的特点, 在带落角约束的最优制导律的基础上, 设计了带导引头视角限制的导引律^[4], 在脱靶量和终端落角的控制上都有很好的精度。以某

型制导导弹进行软件建模仿真^[5], 结果验证了导引律的可行性。

1 带落角约束的制导律

将导弹与目标的固有运动方程视为一组约束方程, 以落地速度倾角为终端约束, 以脱靶量、最小能量消耗为性能指标, 推导出了一种适用于攻击地面目标的最优制导律^[6-8]。

为了便于研究导弹的飞行特性, 需进行适当的简化和假设^[9]。推导过程如式(1)~式(11)所示。

为了实现比例导航, 应抑制视线的旋转, 使

$$\dot{\theta}_1 = K\dot{q} = K_1\dot{\epsilon} \quad (1)$$

式中, K 为比例导引系数, $K_1 = -K$ 。

为了使弹道终端落角达到 θ_f , 应使视线旋转, 即

$$\dot{\theta}_2 = K_2 \frac{\dot{r}}{r} (q - \theta_f) = -K_2 \frac{\dot{r}}{r} (\varepsilon + \theta_f) \quad (2)$$

式中, K_2 为增益系数。则俯冲平面的制导律应为

$$\dot{\theta} = \dot{\theta}_1 + \dot{\theta}_2 = K_1 \dot{\varepsilon} - K_2 \frac{\dot{r}}{r} (\varepsilon + \theta_f) \quad (3)$$

可利用优化理论的方法来确定 K_1 和 K_2 , 如图 1 所示。

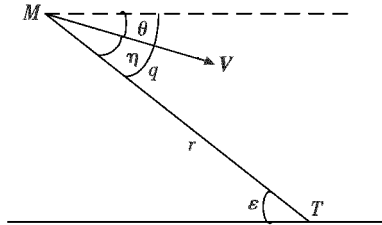


图 1 导弹目标相对运动图

Fig. 1 The relative motion of missile and the target

图 1 中: M 为导弹位置; T 为目标位置; V 为导弹速度矢量; θ 为速度与水平正方向的夹角; η 为速度与弹目连线的夹角; q 为弹目连线与水平正方向的夹角; ε 为弹目连线与水平负方向的夹角; r 为弹目距离。此时

$$\begin{cases} \dot{r} = -V \cos \eta \\ \dot{\varepsilon} = \frac{V \sin \eta}{r} \\ \varepsilon = \eta - \theta \end{cases} \quad (4)$$

将其写成标准形式, 令

$$\begin{cases} x_1 = \varepsilon + \theta_f \\ x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\varepsilon} \\ u = \dot{\theta} \end{cases} \quad (5)$$

即

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \left(\frac{\dot{V}}{V} - 2 \frac{\dot{r}}{r} \right) x_2 - \frac{\dot{r}}{r} u \end{cases} \quad (6)$$

选择二次型性能指标^[10]

$$J = \mathbf{X}^T \mathbf{F} \mathbf{X} + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} u^2 dt \quad (7)$$

由最优控制理论知最优控制

$$u^* = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{X}^* = - \begin{bmatrix} 0 & -\frac{\dot{r}}{r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \frac{\dot{r}}{r} (P_{21} x_1 + P_{22} x_2) \quad (8)$$

式中, \mathbf{P} 为满足黎卡提方程的矩阵。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{P}}^{-1} - \mathbf{A} \mathbf{P}^{-1} - \mathbf{P}^{-1} \mathbf{A}^T + \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T - \mathbf{P}^{-1} \mathbf{Q} \mathbf{P}^{-1} = 0 \\ \mathbf{P}^{-1}(t_f) = \mathbf{F}^{-1} = 0 \end{cases} \quad (9)$$

令

$$\mathbf{P}^{-1} = \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} \\ q_{21} & q_{22} \end{bmatrix} \quad (10)$$

则

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_{11} & \dot{q}_{12} \\ \dot{q}_{21} & \dot{q}_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & \frac{\dot{V}}{V} - 2 \frac{\dot{r}}{r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} \\ q_{21} & q_{22} \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} \\ q_{21} & q_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & \frac{\dot{V}}{V} - 2 \frac{\dot{r}}{r} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \left(\frac{\dot{r}}{r} \right)^2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

解得

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} -\frac{4\dot{r}}{r} & 2 \\ 2 & -\frac{4r}{\dot{r}} \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中, \mathbf{X} 、 \mathbf{F} 、 \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 和 \mathbf{P} 为矩阵。将其代入式(8), 则得最优控制

$$u^* = 2 \frac{\dot{r}}{r} x_1 - 4x_2 \quad (13)$$

即

$$\dot{\theta} = 4\dot{q} - 2 \frac{\dot{r}}{r} (q - \theta_f) \quad (14)$$

2 带视角约束的制导律

定义导弹纵轴与视线的夹角为导引头视角。假设导弹在飞行过程中攻角很小且可以忽略, 则视角 ψ 可以表示为

$$\psi = \theta - q \quad (15)$$

设导引头视场的范围为 Ω , 则视角 ψ 应满足

$$|\psi| \leq \Omega \quad (16)$$

在导弹运动的过程中, 视角是不断变化的, 当其接近视场极限时, 需要及时对原来的制导律进行修正。若修正项与视角的方向相反且足够大, 就可以保证视角的收敛性。由此, 可以设计一个带有修正项的制导律, 其表达式为

$$n_1 = \frac{K_3}{g} \cdot \text{sgn}(\psi) \frac{|\psi| - \rho}{|\psi| - \Omega} \quad (17)$$

式中: K_3 为增益; ρ 为设定阈值, 是一个小于视场范围的正值, 当 $|\psi| \geq \rho$ 时, 启动修正项, 当 $|\psi| < \rho$ 时关闭修正项; $\text{sgn}(\psi)$ 用来确定修正项的正负。

将修正项和上文的最优制导律相结合, 其表达式为

$$\begin{cases} N = 4 \frac{\dot{q}V}{g} - 2 \frac{\dot{r}V}{rg} (q - \theta_f), & |\psi| < \rho \\ N = 4 \frac{\dot{q}V}{g} - 2 \frac{\dot{r}V}{rg} (q - \theta_f) + \frac{K_3}{g} \text{sgn}(\psi) \frac{|\psi| - \rho}{|\psi| - \Omega}, & \rho \leq |\psi| < \Omega \end{cases} \quad (18)$$

式中, g 为重力加速度。

3 仿真结果与分析

仿真 1 的条件为: 导弹的坐标为 (0 m, 3000 m, 0 m), 初始速度为 50 m/s, 方向沿 Ox 轴正向, 初始弹道倾角 θ 与攻角 α 均为 0° 。目标的坐标为 (10000 m, 0 m, 0 m), 不机动, 只考虑俯冲平面。 θ_f 分别取 -60° 、

-75°和-85°。仿真结果如表1、图2和图3所示。

表1 采用落角约束的最优制导律

Table 1 Guidance law with terminal angle constraint

$\theta_f/(\circ)$	脱靶量/m	落角/ (\circ)	飞行时间/s
-60	0.09	-60.06	58.13
-75	0.1321	-74.27	64.39
-85	0.07	-83.35	69.4

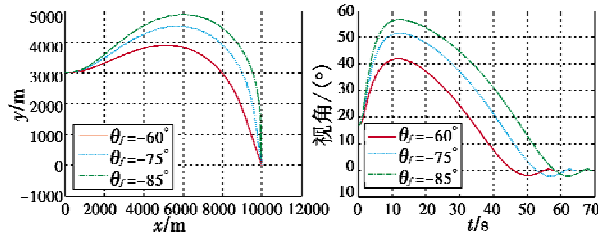


图2 不同期望落角的弹道曲线

图3 不同期望落角的视角曲线

Fig. 2 Trajectories of different expected terminal angles Fig. 3 View angles of different expected terminal angles

由表1、图2和图3可知,随着 θ_f 绝对值的增大,导弹的脱靶量和终端落角能满足性能指标,飞行时间变长。带落角约束的最优制导律在理想情况下,可以定量地增大最终落角,但会使弹道曲线变弯曲。当 θ_f 取-75°和-85°时,视角也远远超出了视场范围,此时,需考虑导引头结构,加入视角约束,使目标始终处于视场范围内。

仿真2的条件为:其他条件保持不变, Ω 取45°, K_3 取15, ρ 取20°。仿真结果如表2、图4和图5所示。

表2 采用带落角和视角约束的制导律

Table 2 Guidance law with impact angle and view angle constraints

$\theta_f/(\circ)$	脱靶量/m	落角/ (\circ)	飞行时间/s
-60	0.08	-59.78	57.83
-75	0.076	-73.02	61.99
-85	0.043	-82.85	64.32

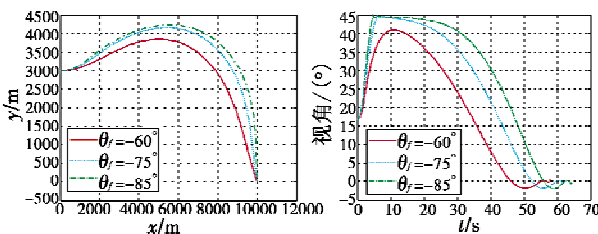


图4 加入视角约束的弹道曲线

图5 加入视角约束的视线曲线

Fig. 4 Trajectories with view angle constraint

Fig. 5 View angles with view angle constraint

由表2、图4和图5可知,在带落角约束的最优制导律的基础上,加入导引头视角约束,使得导弹的脱靶量更优,飞行时间变短,终端落角受到较小影响,有效地提高了导弹的性能。通过对视角进行约束,弹道曲

线更加低平,且将视角限制在视场范围内,达到目标不丢失的目的,同时也验证了制导律的可行性。

仿真3的条件为:其他条件保持不变, θ_f 取-75°, Ω 取45°, K_3 取15, ρ 分别取15°、20°和35°,仿真结果如图6和图7所示。

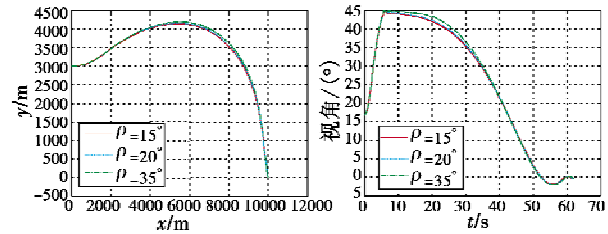


图6 不同阈值的弹道曲线

图7 不同阈值的视角曲线

Fig. 6 Trajectories with different predefined values

Fig. 7 View angles with different predefined values

由图6和图7可知,随着阈值增大,弹道会变得弯曲,视角也更接近其极限值,都能将视角限制在约束范围内。小的阈值会使导弹更早地对视角进行控制,但太小的阈值会使视线无法快速趋近其期望视线,所以阈值的选取要适中。

仿真4的条件为:其他条件保持不变, θ_f 取-75°, Ω 取45°, ρ 取20°, K_3 分别取15、35和50。仿真结果如图8和图9所示。

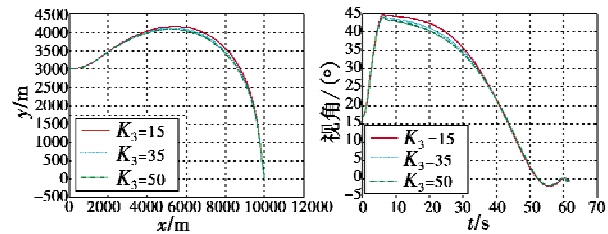


图8 不同增益的弹道曲线

图9 不同增益的视角曲线

Fig. 8 Trajectories of different gains

Fig. 9 View angles of different gains

由图8和图9可知,随着 K_3 增大,修正项生成的反向过载指令也越大,使弹道变得低平,视角快速地远离其极限值,但对制导律性能影响不大。其值的大小决定了视角在超出设定阈值后,修正项对视角的压制力度。

4 结束语

本文针对二维纵向平面内导弹-目标相对运动关系,基于终端落角约束的最优导引律,设计了一种考虑导引头视角限制的带修正项的导引方法,该方法可以更好、更快地导引导弹到达目标,并实现终端大落角。经过建模仿真表明,所设计的制导方法能够使导弹以期望的落角击中目标,提高了制导精度,并且解决了导引头视角问题。

- signal estimation for vibrating and rotating targets [C]// Proceedings of the 8th International Symposium on Signal Processing and Its Applications, 2005:639-642.
- [4] CHEN V C, LI F, HO S S, et al. Analysis of micro-Doppler signatures[J]. IEE Proceedings Radar, Sonar Navigation, 2003, 150(4):271-276.
- [5] CHIU S. Moving target parameter estimation for RADAR-SAT-2MODEX[J]. International Journal of Remote Sensing, 2010, 31(15):4007-4032.
- [6] 高飞,孙进平,袁运能,等. 单通道 SAR 实现 ATI 动目标检测的新方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(18):890-894.
GAO F, SUN J P, YUAN Y N, et al. New method of moving target detection using single-channel SAR ATI[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(18):890-894.
- [7] LIU Y X, LI X, ZHUANG Z W. Estimation of micro-motion parameters based on micro-Doppler[J]. IET Signal Processing, 2010, 4(3):213-217.
- [8] RÜEGG M, MEIER E, NUESCH D. Vibration and rotation in millimeter-wave SAR[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2007, 45(2):293-304.
- [9] 李金梁,王雪松,刘阳,等. 雷达目标旋转部件的微小 Doppler 效应[J]. 电子与信息学报, 2009, 31(3):583-587.
LI J L, WANG X S, LIU Y, et al. Micro-Doppler effect of rotation structure on radar targets[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2009, 31(3):583-587.
- [10] 张伟,童创明,张群,等. 基于时频分析的双通道 SAR 自旋目标检测[J]. 航空学报, 2011, 32(10):1914-1923.
ZHANG W, TONG C M, ZHANG Q, et al. Rotating targets detection with dual-channel SAR based on time-frequency analysis[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10):1914-1923.
- [11] 吴晓芳,刘阳,王雪松,等. 旋转微动目标的 SAR 成像特性分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(4):1181-1189.
WU X F, LIU Y, WANG X S, et al. Analysis of SAR imaging characteristics of targets with rotational micro-motion[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(4):1181-1189.
- [12] ZOU C C, GE S. A hough transform-based method for fast detection of fixed period sinusoidal curves in images [C]//The 6th International Conference on Signal Processing, 2002:909-912.

(上接第 28 页)

参考文献

- [1] 蔡洪,胡正东,曹渊. 具有终端角度约束的导引律综述[J]. 宇航学报, 2010, 31(2):315-323.
CAI H, HU Z D, CAO Y. A survey of guidance law with terminal impact angle constraints[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(2):315-323.
- [2] 孙未蒙,刘湘洪,郑志强. 多约束条件下的制导律研究综述[J]. 飞行力学, 2010, 28(2):1-5.
SUN W M, LIU X H, ZHANG Z Q. Survey on the developments on the guidance law with impact angular constraints [J]. Flight Dynamics, 2010, 28(2):1-5.
- [3] JUNG B Y, KIM Y D. Guidance laws for anti-ship missiles using impact angle and impact time [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, 2006:1-13.
- [4] 马国欣,张友安. 带有导引头视场限制的攻击时间控制导引律[J]. 弹道学报, 2013, 25(2):6-11.
MA G X, ZHANG Y A. Impact time control guidance-law with seeker field-of-view limit [J]. Journal of Ballistics, 2013, 25(2):6-11.
- [5] 张德丰. Matlab 自动控制系统设计[M]. 北京:机械工业出版社, 2010:62-64.
ZHANG D F. Automatic control system design with Matlab [M]. Beijing:China Machine Press, 2010:62-64.
- [6] 吴鹏,杨明. 带末端落角约束的制导律[J]. 西南交通大学学报, 2008, 43(3):309-313.
WU P, YANG M. Missile guidance law with terminal impact angle constraint[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2008, 43(3):309-313.
- [7] 刘强,范英飏. 基于最优控制的落角约束攻击设计[J]. 海军航空工程学院学报, 2007, 22(2):215-218.
LIU Q, FAN Y B. Design of guidance law and controller of missile with terminal angular constraint based on optimal control[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2007, 22(2):215-218.
- [8] 王业达,周军,郭建国. 一种基于零脱靶量的最优制导律设计[J]. 计算机仿真, 2009, 26(2):57-60.
WANG Y D, ZHOU J, GUO J G. An optimal guidance law based on zero miss-distance [J]. Computer Simulation, 2009, 26(2):57-60.
- [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, 2008:48-54.
QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. Missile flight aerodynamics [M]. Beijing:Beijing Institute of Technology Press, 2008:48-54.
- [10] 杨军,朱学平,朱苏朋,等. 飞行器最优控制[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2011:53-72.
YANG J, ZHU X P, ZHU S P, et al. Optimal control of aircraft [M]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University Press, 2011:53-72.