一种实现大角度打击的制导律设计

包一鸣 姜智超 彭 琛 吴森堂

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对导弹带落角约束条件的作战要求,基于Lyapunov稳定性原理设计了一种既能准确命中目标又能保证大落角的制导律.该制导律将末端角度约束转化为弹目视线角约束,其表达式包含两部分,分别是基于弹目视线角速度的反馈,及弹目视线角与期望视线角之差的反馈.通过合理地调节二者的比例关系,即可保证该制导律在可用过载范围内以期望的大落角击中目标.此制导律形式简单,便于工程实现.此外,充分考虑了导弹的机动性能和导引头特性,给出了末制导律引入时的最佳初始条件.通过某型导弹的弹道仿真,验证了该制导律的有效性.

关 键 词: 末制导; 大落角; 可用过载

中图分类号: TJ 765.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)12-1375-04

Design of guidance law of missile in attack with high angle

Bao Yiming Jiang Zhichao Peng Chen Wu Sentang

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: According to the requirements of impact angle constraint of the missile, a new terminal guidance law was deduced base on the Lyapunov method to null miss distance and to achieve a desired impact attitude angle, simultaneously. The impact angle constraint was turned to line of sight angle constraint in this method. The proposed guidance law contains two parts that base on line of sight angle rate and the difference between the line of sight angle and the required line of sight angle, respectively. To adjust the two parts portion reasonably the guidance goal with the overload constraint can be realized. The proposed guidance law is simple and convenient to be realized in engineering. Besides that, the best initial condition when the guidance law imported was analyzed considering the missile's overload availability and the seeker's performance. The simulation result for model of some missiles shows the effectiveness of this proposed guidance law.

Key words: terminal guidance; high impact angle; available overload

现代战争要求导弹能够实现全方位打击目标的能力,充分发挥导弹战斗部的最大效能,提高对目标的毁伤效果,因而制导武器需要对地面目标实施大角度乃至垂直打击.既要保证脱靶量最小,又要保证命中目标的大落角,这就给导弹末制导提出了更高的要求.近些年来,有关末端角约束的制导律的研究有很多[1-5],文献[1]基于二次型最优控制理论较早的推导了带末端角约束的制导律;文献[2]采用变结构理论设计了一种带末端角约束的制导律,对外界干扰和目标机动等具有强鲁棒性;文献[3]考虑导弹自动驾驶仪因素和重力影响,设计了一种能够垂直命中目标的偏置比例导引律.这些制导律形式复杂,不易于实现,且均未考虑可用过载限制.在纵向平面内由于重力的影响,导弹下滑段的飞行速度较大,所产生的过载指令也较大,尤其在进行大角度打击时,所需的过载指令往往超出可用过载范围,从而导致脱靶.文献[4]将大落角问题转化为弹道终点处法向速度

收稿日期: 2008-01-04

作者简介: 包一鸣(1982—),女,内蒙古通辽人,博士生,baoyiming2004@163.com.

的限制，构造含有法向位移和法向速度的目标函数，从而求解基于剩余时间估计的最优制导律.

本文在考虑了导弹进入末制导时的条件限制以及可用过载范围要求情况下，依据 Lyapunov 稳定性原理，推导了一种形式简单且实用的制导律，保证导弹在弹目视线角速度趋于零的同时弹道倾角趋于$-90°$，从而实现对目标的大角度打击.

1 末制导律设计

1.1 问题描述

在地面坐标系中，将导弹速度、目标速度、弹目相对位置矢量均向纵向平面投影. 导弹 M 与目标 T 均做质点处理. 假设导弹速度 V_m 与目标速度 V_t 都是常量，且速度比 $\rho=V_t/V_m<1$，导弹的机动性能远远大于目标的机动性能，则弹目相对运动方程为(见图 1)

$$\left.\begin{aligned}\dot{\theta}_m &= \frac{A_m}{V_m}\\ \dot{r} &= V_m(\rho\cos\sigma-\cos\gamma_m)\\ r\dot{\sigma} &= -V_m(\rho\sin\sigma-\sin\gamma_m)\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

其中，θ_m 为弹道倾角；A_m 为导弹的法向加速度；$\sigma,\dot{\sigma}$ 分别为弹目视线角及视线角的变化率；$r,\dot{r}$ 为弹目距离及弹目距离的变化率；γ_m 为导引头向下的视线角，$\gamma_m=\sigma-\theta_m$.

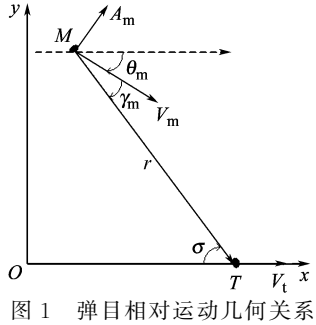


图 1 弹目相对运动几何关系

若要求导弹以期望角度 θ_d 击中目标，则有 $\lim\limits_{t\to t_f}\theta_m(t)=\theta_d$，$\lim\limits_{t\to t_f} r\dot{\sigma}=0$，即在终点时刻 t_f 求得

$$-V_m[\rho\sin\sigma-\sin(\sigma-\theta_d)]=0 \tag{2}$$

$$|\sigma-\theta_d|<\frac{\pi}{2} \tag{3}$$

在式(3)的约束下，式(2)有解且解唯一为 $\sigma=\sigma_d$. 最终以 θ_d 击中目标的问题转化为以期望视线角 σ_d 击中目标的问题. 取状态变量 $x_1=\sigma(t)-\sigma_d$，$x_2=\dot{\sigma}(t)$，求导得到如下状态方程：

$$\left.\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2\\ \dot{x}_2 &= ax_2+bu\end{aligned}\right\} \tag{4}$$

其中，$a=-2\dfrac{\dot{r}}{r}$，$b=\dfrac{\cos\gamma_m}{r}$，$u=A_m$. 设计控制律 u，使得状态 x_1,x_2 在有限时间内趋于零.

1.2 制导律设计

考虑量纲要求，构造 Lyapunov 函数：

$$V(t)=\frac{1}{2}(rx_2-p\dot{r}x_1)^2\geqslant 0 \tag{5}$$

其中，$p>0$，则

$$\frac{\mathrm{d}V(t)}{\mathrm{d}t}=(rx_2-p\dot{r}x_1)(r\dot{x}_2+\dot{r}x_2-p\dot{r}\dot{x}_1-p\ddot{r}x_1)=$$

$$(rx_2-p\dot{r}x_1)(rax_2+rbu+\dot{r}x_2-p\dot{r}x_2-p\ddot{r}x_1) \tag{6}$$

在导弹末制导下滑段，为保证所产生的制导指令不超出可用过载范围，需对导弹飞行速度进行控制，可采用关闭发动机的方式，此时导弹速度变化较小，$\dot{r}$ 变化相对较小，可认为 $\ddot{r}=0$(后面的仿真结果证明此简化是合理的). 构造

$$u=\frac{1}{rb}\left[-rax_2-\dot{r}x_2+p\dot{r}x_2+q\frac{\dot{r}}{r}(rx_2-p\dot{r}x_1)\right] \tag{7}$$

其中，$q>0$. 将式(7)代入式(6)有

$$\frac{\mathrm{d}V(t)}{\mathrm{d}t}=q\frac{\dot{r}}{r}(rx_2-p\dot{r}x_1)^2\leqslant 0 \tag{8}$$

式(7)即为使状态方程组(4)稳定的控制律. 整理得

$$u=-(1+p+q)r\dot{\sigma}/\cos\gamma_m+$$

$$pq\dot{r}^2(\sigma-\sigma_d)/(r\cos\gamma_m) \tag{9}$$

式(9)即为带落角约束的制导律. 该制导律是由两部分组成：①基于 $\dot{\sigma}$ 的反馈，可视为传统的比例导引律，确保导弹能命中目标；②基于 σ 与 σ_d 之差的反馈，可视为比例导引律的修正部分，确保导弹以期望角度击中目标. 通过调节参数 p,q，使以上两部分以一个合理的比例存在，即可保证该制导律在可用过载范围内以期望的大落角击中目标. 经过大量仿真，$p=q=1$ 满足设计要求. 最终得出制导律的表达式为

$$u=-3\dot{r}\dot{\sigma}/\cos\gamma_m+\dot{r}^2(\sigma-\sigma_d)/(r\cos\gamma_m) \tag{10}$$

式(10)中 $\sigma,\dot{\sigma},r,\dot{r}$ 可由导引头测得，$\gamma_m=\sigma-\theta_m$，在小攻角的情况下，θ_m 可用俯仰角代替，而俯仰角是能真实测量的，所以制导律式(10)在工程上是可以实现的.

2 末制导段初始条件限制

采用式(10)的制导律，但不考虑过载限制，在

不同的初始条件下进行仿真. 假设目标静止,$\theta_d=-80°$,进入末制导前,导弹在高度 $h=3$ km 处定高飞行,$\theta_m=0°$,最大可用过载 $N_{y\max}=2$. 进入末制导时初始视线角 σ_0 分别为 $\sigma_0=-33.7°$,$\sigma_0=-40.6°$,$\sigma_0=-50.2°$. 具体仿真结果见表 1. 图 2、图 3 分别为 θ_m、及过载 N_y 响应曲线.

表 1　不考虑过载限制下的仿真结果

物理量	数值		
σ_0/(°)	−33.7	−40.6	−50.2
脱靶量/m	0.151	0.058	0.934
末端 θ_m/(°)	−80.23	−79.82	−79.90
末制导耗时/s	26.37	22.43	19.655

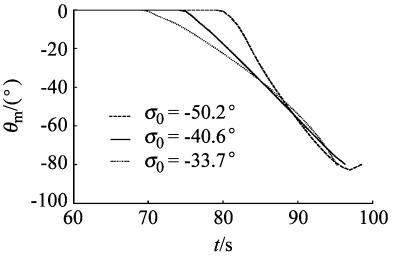


图 2　不同初始条件下 θ_m 响应曲线

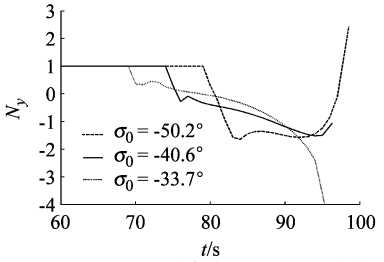


图 3　不同初始条件下 N_y 响应曲线

由表 1 可以看出在相同高度,以不同 σ_0 进入末制导时,无论是脱靶量、末端 θ_m 及末制导耗时均相差无几. 但是由图 3 可以看出相应的 N_y 却显著不同. 当 $|\sigma_0|$ 较小时,导弹在初始段过载较小,下滑较慢,但末端过载显著过大,超过可用过载限制;当 $|\sigma_0|$ 较大时,初始段过载过大,导弹下滑很快,但到了末段则需要拉起,所需过载同样超过可用过载限制;只有 $\sigma_0=-40.6°$ 时响应结果符合可用过载限制. 所以在可用过载范围内保证脱靶量及命中角精度必须选择合理的初始条件. 假设目标静止,在地面坐标系的纵向平面内,导弹下滑转弯过程见图 4.

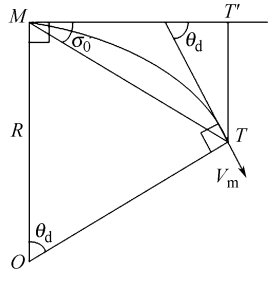


图 4　导弹下滑转弯示意图

$\overset{\frown}{MT}$ 为导弹的运动轨迹. MT',TT' 分别为弹目前向距离差,弹目高度差. 导弹的最小转弯半径 $R_{\min}$ 为

$$R_{\min}=V_m^2/(N_{y\max}g) \tag{11}$$

由图 4 中几何关系可知:

$$\left.\begin{aligned} MT'&=R_{\min}\sin\theta_d\\ TT'&=R_{\min}(1-\cos\theta_d)\\ \sigma_0&=\arctan\frac{TT'}{MT'}\end{aligned}\right\} \tag{12}$$

若要求导弹以 θ_d 击中目标,进入末制导时,最小俯冲高度 $h_{\min}$ 及 σ_0 应满足:

$$\left.\begin{aligned} \sigma_0&=\arctan\frac{1-\cos\theta_d}{\sin\theta_d}\\ h_{\min}&=TT'=R_{\min}(1-\cos\theta_d)\end{aligned}\right\} \tag{13}$$

式(13)即为导弹进入末制导时的初始条件限制. 进入末制导前,导弹定高飞行,$h>h_{\min}$,当导引头探测到 $|\sigma|\geqslant|\sigma_0|$ 时,转入末制导过程,以式(10)为制导指令飞向目标.

除条件式(13)外,导弹能击中目标的首要条件为,在全部末制导过程中,目标始终处于导引头视场范围内. 设导引头向下的视场范围为 ϕ,即

$$|\gamma_m|=|\sigma-\theta_m|<\phi<\frac{\pi}{2} \tag{14}$$

此条件比式(3)更加严格. 若 $\theta_d=-90°$,在末制导初始时刻 $\theta_m=0°$,由式(13)求得 $\sigma_0=-45°$,则

$$\gamma_0=\sigma_0-\theta_m=-45° \tag{15}$$

当命中目标时,由式(2)解得

$$\sigma_d=-\pi+\arctan(\rho^{-1}) \tag{16}$$

$$\gamma_d=\sigma_d-\theta_d=-\frac{\pi}{2}+\arctan(\rho^{-1}) \tag{17}$$

综合式(15)、式(17),要求 $\phi>\max\{|\gamma_0|,|\gamma_d|\}$,由于 $\rho<1$,所以 $|\gamma_0|>|\gamma_d|$,导引头向下的视场范围为

$$\phi>45^0 \tag{18}$$

式(18)保证末制导阶段的初始和终止时刻目标处于导引头视场范围内. 导弹进入末制导时,弹目相对位置由式(13)确定,这就确保了在全部末制导过程中,导弹并不存在跃起俯冲、下滑拉起等,而是按图 2、图 3 中 $\sigma_0=-40.6°$ 时所示的平缓下滑. 由图 4 的几何关系可以看出,导弹在下滑俯冲中,在 $\overset{\frown}{MT}$ 上任一点时:

$$\gamma_m=\sigma-\theta_m=\frac{1}{2}\angle MOT \tag{19}$$

可见 $|\gamma_m|$ 随 $\angle MOT$ 的减小而减小,只要保证在末制导初始时刻目标处于导引头视场范围内,则在全部末制导过程中导引头始终能捕捉到目标.

综上,导弹进行大角度打击时,式(13)即为末

制导初始条件的约束，式(18)即为对导引头性能的要求.

3 仿真结果

将该制导律应用于某型导弹末制导，导弹初始位置 $x=0$ m，$h=3.5$ km，目标初始位置 $x_t=19$ km，$h_t=0$ m. $\theta_d=-87°$. 当目标静止时，部分仿真见图5～图10.

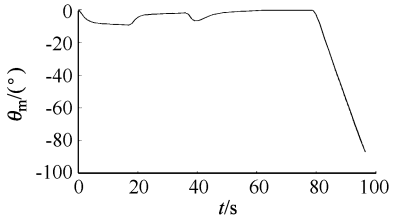


图5 θ_m 响应曲线

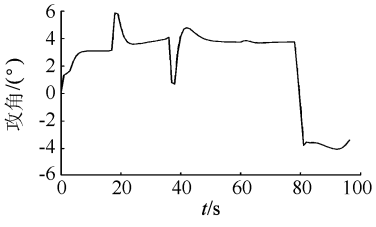


图6 攻角响应曲线

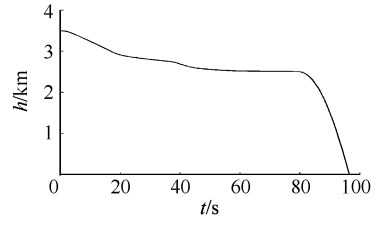


图7 h 响应曲线

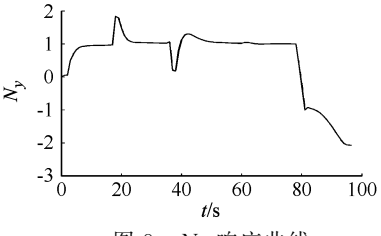


图8 N_y 响应曲线

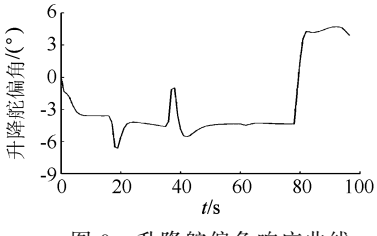


图9 升降舵偏角响应曲线

由图5～图10可知，导弹进入末制导前处于定高飞行状态，当导引头探测 σ 满足条件式(13)时，转入末制导阶段，以制导律式(10)命中目标，此时脱靶量为0.514 m，末端 θ_m 为 $-86.832°$，最大 N_y 为2，末制导耗时19.4 s. 仿真结果证明制导律式(10)在进行大角度打击时，能够以较小的过载、较高的精度命中目标.

对于运动目标，$V_t=15$ m/s，经过仿真，脱靶量为0.339 m，末端 θ_m 为 $-86.956°$，最大 N_y 为2. 制导律式(10)仍能以较小的脱靶量、较高的角精度命中目标.

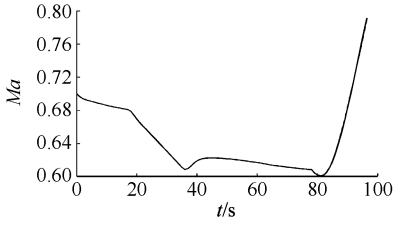


图10 飞行 Ma 响应曲线

4 结 论

本文基于Lyapunov稳定性原理推导了一种既能命中目标又保证大落角的末制导律，形式简单，所需过载小；并充分考虑了导弹的机动性能及导引头特性，给出了导弹进入末制导时的初始条件限制. 将该制导律应用于某型导弹末制导，仿真结果证明制导律式(10)能够以较高精度实现对目标的大角度打击.

参考文献（References）

[1] Kim M, Grider K V. Terminal guidance for impact attitude angle constrained flight trajectories [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973, 9(6): 852－859

[2] Kim B S, Lee J G. Homing guidance with terminal angular constraint against non-maneuvering and maneuvering targets [R]. AIAA-97-3474, 1997: 189－199

[3] 曹邦武，姜长生，关世义，等. 电视指令制导空地导弹垂直命中目标的末制导系统研究[J]. 宇航学报，2004，25(4)：393－397
Cao Bangwu, Jiang Changsheng, Guan Shiyi, et al. Research on the vertical intercept terminal guidance system of TV-command-guidance air-to-ground missile [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(4): 393－397(in Chinese)

[4] 刘丹，祁载康. 限制导弹落角和落点的最优制导律[J]. 北京理工大学学报，2001，21(3)：278－281
Liu Dan, Qi Zaikang. Impact angel and final position constrained optimal guidance law [J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2001, 21(3): 278－281(in Chinese)

[5] 刘强，范英飚. 基于最优控制的落角约束设计[J]. 海军航空工程学院学报，2007，22(2)：215－218
Liu Qiang, Fan Yingbiao. 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(in Chinese)

（责任编辑：刘登敏）