

反坦克导弹击顶导引律设计*

邢超, 刘莉, 龙腾, 齐竹昌

(北京理工大学宇航学院, 北京 100081)

摘要:针对反坦克导弹采用常规比例导引时存在严重的弹道落角不足的问题,引入弹目视线角和导弹速度矢量前置角反馈,提出了一种适用于俯冲攻击的改进比例导引律,保证了命中点处的落角要求。最后通过仿真验证其弹道特性,并分析了导弹飞行速度和参数测量误差对制导效果的影响。仿真结果表明该导引律在保证命中精度的同时可以极大的提高击顶落角,而且具有很强的鲁棒性。

关键词:反坦克导弹;击顶落角;改进比例导引律

中图分类号:TJ765.3 **文献标志码:**A

The Design of Top Attack Guidance Law for Anti-tank Missile

XING Chao, LIU Li, LONG Teng, QI Zhuchang

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to improve the terminal impact angle of conventional proportional guidance law, a revised proportional guidance law based on the line of sight angle and the velocity vector prepositive angle was proposed in this article to meet the terminal impact angle requirement. Finally, some simulations were applied to analyze the character of the trajectory and the influence of missile speed and the measurement error of parameters. The results show that the proposed guidance law can enhance the terminal impact angle greatly with equivalent attack precision of conventional proportional guidance law and has strong robustness.

Keywords: anti-tank missile; impact angle of top attacking; revised proportional guidance law

0 引言

为了提高反坦克导弹的攻击效能,其攻击方式已经由传统的直瞄攻击转变为顶部攻击。目前的击顶制导方式包括掠飞击顶和俯冲击顶两大类^[1]。

掠飞击顶要求导弹在坦克上方适当距离处掠飞,采用径向装药或斜置装药和非触发引信等措施使战斗部垂直攻击坦克顶甲^[1]。为了提高攻击性能,宋振铎等^[2]在导弹飞至目标前加入推力矢量控制,使导弹低头指向顶部装甲。

目前适用于俯冲攻击的导引律比较多,大致可以分为三类:基于最优控制的导引律,基于非线性理论的导引律和改进的比例导引律^[3]。文献[4]基于最优控制理论提出的导引律能极好的满足落角要求,但是需要估算剩余飞行时间。文献[5]基于非线性控制理论设计了导引律,可以满足期望的攻击落角,但是需要的测量量较多,如需要精确测量导弹的速度、弹目距离等。另一种导引律以比例导引律为基础,通过增加时变偏置量来满足制导精度和击顶落角的要求。

如文献[6]就基于这种思想设计了改进的比例导引律,通常这种导引律需求测量量较少,而且不需要估计剩余飞行时间。

文中基于比例导引律,引入弹目视线角和导弹速度矢量前置角反馈,提出了一种适用于俯冲攻击的改进比例导引律,分析了其弹道特性,并通过仿真算例验证了其实用性。该导引律所需测量量少,实现简单,鲁棒性强。

1 改进比例导引律的提出与分析

1.1 导弹和目标相对运动方程

导弹和目标的相对运动方程是描述导弹和目标相对运动关系的方程,参考文献[7],建立如图1所示的弹目相对运动位置关系。

其中, r 是导弹相对目标的距离, q 是目标线方位角, σ 和 σ_T 分别为导弹弹道角和目

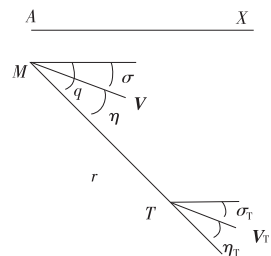


图1 导弹和目标的相对运动关系

* 收稿日期:2012-07-17

作者简介:邢超(1986-),男,河北保定人,硕士研究生,研究方向:飞行器设计、弹道优化。

标航向角, η 和 η_T 分别为导弹速度矢量前置角和目标速度矢量前置角, 各角度的正方向如图中所示。基于以上定义建立导弹和目标的相对运动方程如式(1)所示。

$$\left. \begin{aligned} \dot{r} &= V_T \cos \eta_T - V \cos \eta \\ r\dot{q} &= V \sin \eta - V_T \sin \eta_T \\ q &= \sigma + \eta \\ q &= \sigma_T + \eta_T \\ \varepsilon_1 &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中 $\varepsilon_1 = 0$ 为描述导引方法的导引关系方程。

1.2 改进比例导引律

常规比例导引律的导引关系:

$$\dot{\sigma} = K\dot{q} \quad (2)$$

常规比例导引律可全向攻击, 实现简单, 且弹道平直^[7], 但是利用常规比例导引攻击目标时, 导弹的落角一般都很小, 所以必须采用一定的方法对常规比例导引进行修正来提高导弹命中时的落角。

为了提高反坦克导弹的击顶落角, 文中利用弹目视线角和导弹速度矢量前置角对常规比例导引律进行反馈, 提出如式(3)所示的导引律。

$$\dot{\sigma} = K_1 \cos q + K_2 \sin \eta + K_3 \dot{q} \quad (3)$$

式中, $K_1 < 0$, $K_2 > 0$, K_3 的选取和常规比例导引相同。该导引律包括三部分, $K_3 \dot{q}$ 为比例导引律部分, 该部分可以保证导弹在攻击末端以近似比例导引律攻击目标, 提高命中精度; $K_1 \cos q$ 部分为弹目视线角的反馈, 该部分当弹目视线角 q 小于 90° 时小于 0, 导弹有抬头的趋势, 当弹目视线角大于 90° 时大于 0, 导弹有低头的趋势, 导弹离目标正上方越近, 该部分的作用越小, 离目标正上方越远, 作用越大, 因此该部分的作用是使得导弹飞向目标正上方而不进行攻击, 在目标正上方失效; $K_2 \sin \eta$ 部分为导弹速度矢量前置角反馈, 该部分可以防止导弹速度矢量前置角过大来满足导引头框架角的限制, 该部分在 $\eta > 0$ 时使得导弹低头, 在 $\eta < 0$ 时使得导弹抬头, 在导弹速度方向指向目标, 即 $\eta = 0$ 时失去作用, 且 $|\eta|$ 越大, 该部分的影响越大, 因此该部分的作用是限制导弹飞向的方向, 防止框架角过大。综上可知, 当导弹位于目标正上方, 且速度方向指向目标时, 导弹将按照传统的比例导引律完成攻击, 该导引律的综合效果为当导弹离目标较远时进行爬升, 离目标较近时进行攻击, 进而增大击顶落角。

1.3 改进比例导引律的过载分析

由式(3)可知, 导弹的需用过载与 q 、 η 以及 \dot{q} 相关, 首先分析 \dot{q} 的变化规律。对方程组(1)的第二式两

边同时求导得:

$$\dot{r}\dot{q} + r\ddot{q} = \dot{V} \sin \eta + V\dot{\eta} \cos \eta - \dot{V}_T \sin \eta_T - V_T \dot{\eta}_T \cos \eta_T \quad (4)$$

已知:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\eta} &= \dot{q} - \dot{\sigma} \\ \dot{\eta}_T &= \dot{q} - \dot{\sigma}_T \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

结合式(4)、式(5)、方程组(1)的第一式可得:

$$r\ddot{q} = - (K_3 V \cos \eta + 2\dot{r}) (\dot{q} - \dot{q}^*) \quad (6)$$

其中:

$$\dot{q}^* = \frac{\dot{V} \sin \eta - \dot{V}_T \sin \eta_T + V_T \dot{\sigma}_T \cos \eta_T}{K_3 V \cos \eta + 2\dot{r}} - \frac{(K_1 \cos q + K_2 \sin \eta) V \cos \eta}{K_3 V \cos \eta + 2\dot{r}} \quad (7)$$

由式(7)可知, \dot{q}^* 随时间变化, 但是当 $K_3 V \cos \eta + 2\dot{r} \neq 0$ 时为有限值。由式(6)可知, 当 $K_3 V \cos \eta + 2\dot{r} > 0$ 时, 若 $\dot{q} < \dot{q}^*$, 则 $\ddot{q} > 0$, 这时 \dot{q} 将不断增大, 反之 \dot{q} 将不断减小, 总之, \dot{q} 将不断趋近于 \dot{q}^* ; 而当 $K_3 V \cos \eta + 2\dot{r} < 0$ 时, \dot{q} 将不断远离 \dot{q}^* 。所以只有当 $K_3 V \cos \eta + 2\dot{r} > 0$ 时 \dot{q} 才能收敛于有限值。由上可知, 导弹可以命中目标的条件为:

$$K_3 V \cos \eta + 2\dot{r} > 0 \quad (8)$$

由于命中目标时 $r = 0$, 所以命中点处 \dot{q} 与 \dot{q}^* 相等, 即:

$$\dot{q}_k = \dot{q}_k^* = \frac{\dot{V} \sin \eta - \dot{V}_T \sin \eta_T + V_T \dot{\sigma}_T \cos \eta_T}{K_3 V \cos \eta + 2\dot{r}} \Big|_{t=t_k} - \frac{(K_1 \cos q + K_2 \sin \eta) V \cos \eta}{K_3 V \cos \eta + 2\dot{r}} \Big|_{t=t_k} \quad (9)$$

此时满足:

$$\begin{aligned} \dot{\sigma}_k &= K_1 \cos q + K_2 \sin \eta + K_3 \dot{q} \Big|_{t=t_k} = \\ & (K_1 \cos q + K_2 \sin \eta) \Big|_{t=t_k} + \\ & \frac{\dot{V} \sin \eta - \dot{V}_T \sin \eta_T + V_T \dot{\sigma}_T \cos \eta_T}{V \cos \eta + \frac{2\dot{r}}{K_3}} \Big|_{t=t_k} - \\ & \frac{(K_1 \cos q + K_2 \sin \eta) V \cos \eta}{V \cos \eta + \frac{2\dot{r}}{K_3}} \Big|_{t=t_k} \end{aligned} \quad (10)$$

因此导弹命中点处过载为:

$$n_k = \frac{\dot{\sigma}_k V_k}{g} = \frac{V}{g} [K_1 \cos q + K_2 \sin \eta] \Big|_{t=t_k} + \frac{V}{g} \left[\frac{\dot{V} \sin \eta - \dot{V}_T \sin \eta_T + V_T \dot{\sigma}_T \cos \eta_T}{V \cos \eta + \frac{2\dot{r}}{K_3}} \right] \Big|_{t=t_k} - \frac{V}{g} \left[\frac{(K_1 \cos q + K_2 \sin \eta) V \cos \eta}{V \cos \eta + \frac{2\dot{r}}{K_3}} \right] \Big|_{t=t_k} = \frac{1}{g} [K_1 V \cos q + K_2 V \sin \eta] \Big|_{t=t_k} + \frac{1}{g} \left[\frac{\dot{V} \sin \eta - \dot{V}_T \sin \eta_T + V_T \dot{\sigma}_T \cos \eta_T}{\cos \eta - \frac{2|\dot{r}|}{K_3 V}} \right] \Big|_{t=t_k} - \frac{1}{g} \left[\frac{(K_1 \cos q + K_2 \sin \eta) \cos \eta}{V \cos \eta - \frac{2|\dot{r}|}{K_3}} \right] \Big|_{t=t_k} \quad (11)$$

由式(11)可知,命中点处过载与导弹速度和攻击方向有直接关系。传统的比例导引命中点处过载如式(12)所示:

$$n_k^0 = \frac{1}{g} \frac{\dot{V} \sin \eta - \dot{V}_T \sin \eta_T + V_T \dot{\sigma}_T \cos \eta_T}{\cos \eta - \frac{2|\dot{r}|}{K_3 V}} \Big|_{t=t_k} \quad (12)$$

对比式(11)和式(12)可以发现,改进的比例导引律的需用过载比传统的比例导引律多了三项,通过调节 K_1 、 K_2 、 K_3 可以限制命中点处导弹的需用过载。对于传统的比例导引律,如果命中点处导弹速度减小,需用过载将增大,但是对于改进的比例导引律,由于 q 和 η 的反馈使得导弹速度降低时,需用过载不一定增大。

2 仿真验证

2.1 弹道特性仿真

为了验证该改进比例导引律的有效性并分析其弹道特性,本节选取如下典型工况进行仿真:导弹和目标在同一铅垂平面内运动,导弹在 130m 高度处等高巡飞,目标在地面上匀速运动,导弹在弹目距离为 3000m 时发现目标,开始进行攻击,导弹和目标的初始条件如表 1 所示。

令 $K_1 = -0.2$, $K_2 = 0.2$, $K_3 = 4$, 分别利用文中提出的改进比例导引律仿真了目标迎击、目标静止和目标逃离三种情况,仿真结果如图 2 ~ 图 6 所示,该导引律和常规比例导引的命中点处导弹弹道角和脱靶量如表 2 所示。

表 1 弹和目标的初始状态

初始参数	初始值
导弹速度 V_M	240m/s
导弹弹道角 σ_0	0°
目标速度 V_T	-30m/s、0m/s、30m/s
目标航向角 σ_{T0}	0°

表 2 命中点处导弹弹道角和脱靶量

目标特性	导引方法	命中点弹道角 / (°)	脱靶量 / m
目标迎击 (-30m/s)	常规比例导引	3.89	0.017
	改进比例导引	41.40	0.002
目标静止 (0m/s)	常规比例导引	3.31	0.005
	改进比例导引	38.24	0.009
目标逃离 (30m/s)	常规比例导引	2.78	0.004
	改进比例导引	35.15	0.005

由表 2 可知,与常规的比例导引律相比,改进的比例导引律保障了命中精度的同时,极大的提高了命中点弹道角,也就提高了击顶落角。由弹道曲线、导弹弹道角曲线和过载曲线可知,导弹在距离目标较远时进行了一定程度的爬升,而当导弹飞行至目标上方一定的区域后开始进行攻击,同时由过载曲线可知,在末端攻击时导弹的过载为正,按照图 1 中的定义,导弹此时正在俯冲攻击,导弹的攻角为负,导弹的弹轴与水平面更加垂直。由导弹速度矢量前置角曲线可知,导弹的速度矢量偏离目标线的程度受到了限制,这使得导弹满足了导引头框架角的限制,导引头可以稳定的跟踪目标。对于不同的目标可以发现,迎头攻击时导弹的击顶落角最大,命中点的需用过载也最大。

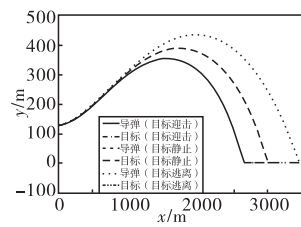


图 2 弹道曲线

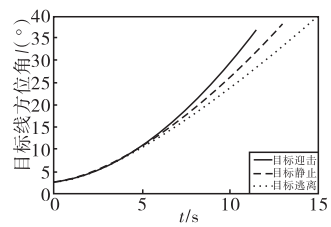


图 3 目标线方位角曲线

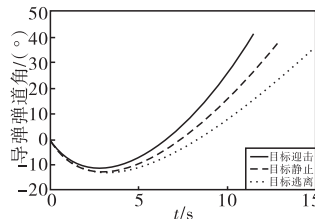


图 4 导弹弹道角曲线

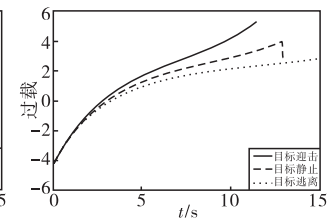


图 5 需用过载曲线

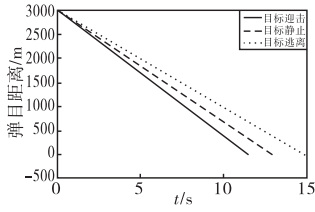
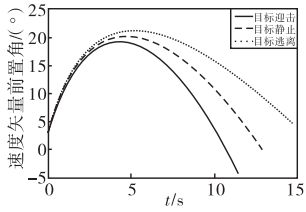


图6 导弹速度矢量前置角曲线

图7 弹目距离变化曲线

2.2 导弹飞行速度对制导效果的影响

取 2.1 节相同的参数,令目标静止,导弹速度分别取 100m/s、200m/s、300m/s 进行仿真,仿真结果如图 8 ~ 图 9 所示,命中点处的导弹弹道角和脱靶量如表 3 所示。

表 3 导弹不同飞行速度的攻击效果

导弹速度/(m/s)	命中点处弹道角/(°)	脱靶量/m
100	61.84	0.0015
200	42.97	0.0006
300	32.89	0.0180

由表 3 可知,导弹速度对命中精度的影响不大,但是随着导弹速度的提高,导弹的击顶落角逐渐减小,因此,如果要提高击顶落角,就要适当降低导弹的攻击速度,若导弹处于被动攻击段,其发动机已经关闭,导弹速度会逐渐下降,这对于提高导弹的击顶落角是有利的。

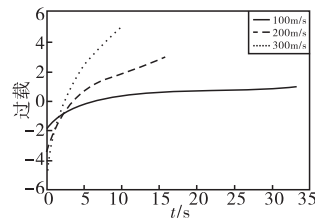
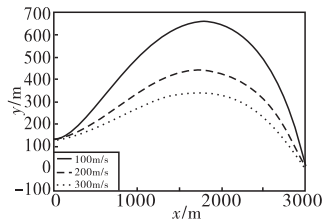


图 8 弹道曲线

图 9 需用过载曲线

由图 8 和图 9 可知,随着导弹速度的提高,该导引律的最大爬升高度减小,最大需用过载增大,当速度较低时,其需用过载会逐渐趋于稳定值。

2.3 q 与 η 的测量误差对制导效果的影响

为了验证 q 和 η 的测量误差对制导效果的影响,本节选用 2.1 节的参数,假设目标静止,并分别令 q 和 η 各存在 -5°、0°、5° 的测量误差,通过仿真得到的制导效果如表 4 所示。

对比仿真结果可以发现,q 和 η 的测量误差对脱靶量的影响不大,但是会对导弹的击顶落角产生一定

的影响,尤其是当测量误差比较大时会产生几度的差别,同时可以发现,当测量值比理论值偏小时,该导引律的制导效果更好。这是因为制导律中对这两个参数进行的三角运算削弱了测量误差的影响。

表 4 q 和 η 存在误差时的制导效果

q 的测量误差/(°)	η 的测量误差/(°)	命中点弹道角/(°)	脱靶量/m
-5	-5	42.16	0.004
	0	39.07	0.008
	5	36.03	0.015
0	-5	41.27	0.014
	0	38.24	0.008
	5	35.26	0.010
5	-5	40.15	0.013
	0	37.18	0.005
	5	34.27	0.017

3 结论

文中基于常规的比例导引律提出了一种适用于俯冲攻击的改进比例导引律,并推导了其命中点处的需用过载,通过仿真验证了其弹道特性、导弹速度以及参数测量误差对制导效果的影响。结果表明该导引律在保证命中精度的同时可以极大的提高击顶落角,并具有很强的鲁棒性。

参考文献:

- [1] 张天桥,张运,唐涛,等. 击顶制导 [J]. 兵工学报, 1992(2): 31-37.
- [2] 宋振铎,刁青,徐文旭. 击顶折转轻型反坦克导弹弹道建模及仿真 [J]. 兵工学报, 2005, 26(2): 209-214.
- [3] 贾庆忠,刘永善,刘藻珍. 电视制导侵彻炸弹落角约束变结构反演制导律设计 [J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 208-214.
- [4] 路建伟,庄志洪,张清泰. 一种适合于反坦克导弹的最优击顶制导律 [J]. 兵工学报, 1999, 20(2): 179-181.
- [5] 韩艳铎,徐波. 攻击地面机动目标的一种击顶制导策略 [J]. 兵工学报, 2009, 30(3): 324-328.
- [6] 宋建梅,张天桥. 带末端落角约束的变结构导引律 [J]. 弹道学报, 2001, 13(1): 16-20.
- [7] 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.