

一种增大空地导弹落角的新制导律

王利芳, 聂志强

(中国航空工业洛阳电光设备研究所, 河南 洛阳 471009)

摘要: 为发挥空地导弹侵彻战斗部的威力, 提高目标毁伤效果, 引入了一种新制导律“弹道成型”制导律, 对导弹的末端落角进行约束。通过与比例导引和过重力补偿比例导引进行对比, 建立数学模型, 进行数字仿真, 分析了新制导律在增大导弹落角方面的优点。仿真结果表明, 在较低的平飞弹道约束条件下及过载要求范围内, “弹道成型”制导律能以期望的落角命中固定或机动的目标, 具有较大的工程实际应用价值。

关键词: 空地导弹; 制导律; 落角; 弹道成型

中图分类号: V271.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)02-0050-03

A New Guidance Law for Air-to-Ground Missiles at Enlarged Impact Angle

WANG Lifang, NIE Zhiqiang

(Luoyang Institute of Electro-Optic Equipment, Luoyang 471009, China)

Abstract: To improve the lethality of penetration warhead of air-to-ground missiles, a new guidance law of “Trajectory Shaping” was introduced to restrict the missile’s impact angle. By comparing the “Trajectory Shaping” with proportional navigation and over-gravity compensation guidance law, an mathematic model was established for simulation, and the advantages of new guidance law for increasing the missile impact angle were analyzed. The simulation results indicated that the new guidance law can make the missile hit the immobile or maneuvering targets at desired impact angle under the condition at relatively low trajectory and within the maximum acceleration.

Key words: air-to-ground missile; guidance law; impact angle; trajectory shaping

0 引言

精确打击敌方配置在纵深的高价值中、大型战略战术目标和运动装甲目标是空地导弹的重要作战任务, 为发挥其侵彻战斗部的威力, 提高对装甲目标的毁伤效果, 除了要求高精度之外, 还要求导弹的末制导律对落角进行约束。理论分析表明: 侵彻战斗部在导弹落角大约为 50° 的情况下, 对坦克采用“掠飞击顶”的攻击方式具有最好的毁伤效果。

为了实现导弹以期望的落角对目标进行攻击, 本文研究了 Zarchan^[1] 提出的一种新制导律——“弹道成型”制导律在增大导弹落角方面的作用。

1 新制导律仿真分析

比例导引的优点是弹道比较平直、导引精度高, 技术上容易实现, 能对付小机动目标和拦截低空飞行的目标, 在空地导弹中得到了广泛应用。但通常情况下, 导弹的末端落角比较小, 不能满足侵彻战斗部毁伤装甲等硬目标的要求。过重力补偿的比例导引制导律可以增大空地导弹的落角, 但若要增大到 50° 是很难实现的。

Zarchan 提出一种“弹道成型”制导律^[1], 这种新制导律在满足需用过载要求的情况下, 弹道曲线可以满足末端导弹相对目标的视线角为任意设定值的要求, 这种制导律不仅适用于固定目标, 也适用于机动目标。

导弹的落角定义为导弹在命中目标时刻, 弹轴正方向与地面坐标系 X 轴正方向的夹角等于弹目视线角 λ 的绝对值, 见图 1。

收稿日期: 2011-10-20

修回日期: 2012-02-14

作者简介: 王利芳(1982—), 女, 河北成安人, 硕士, 工程师, 研究方向为机载火力控制技术。

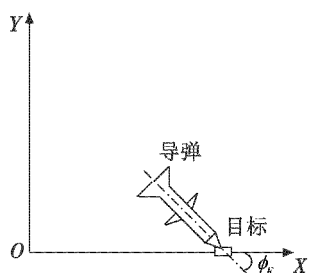


图1 导弹落角定义

Fig. 1 Definition of the missile's impact angle

对比比例导引、过重力补偿比例导引、“弹道成型”制导律在增大落角方面的优缺点进行比较分析,制导回路如图2所示。

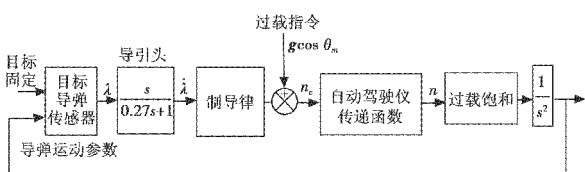


图2 引入动力学滞后环节的制导回路

Fig. 2 Homing loop of introducing missile's dynamics delay

建立仿真模型时的简化条件^[2-3]:1) 导弹采用质点弹道模型,导弹、目标在同一铅锤平面内;2) 导弹导引头为一阶滞后环节^[4]、自动驾驶仪模型采用PI校正过载驾驶仪;3) 忽略导引头的量测噪声;4) 在飞行过程中,导弹速度保持不变,在启控点平飞;5) 各制导律均考虑导弹重力加速度的影响。

1.1 比例导引

考虑重力加速度补偿^[5]后的比例导引为

$$n_c = 4V_c \dot{\lambda} + g \cos \theta_m \quad (1)$$

在不同初始条件下进行仿真,获得导弹命中目标时的末端落角如表1所示。

表1 不同初始条件下导弹的末端落角

Table 1 The missile's terminal impact angle under different initial flying conditions (°)

导弹高度/m	与目标横向距离/m		
	2000	3000	5000
300	15.7	12.1	10.2
500	23.9	18.5	17.1

从表1看出,初始条件不同,导弹的末端落角是有一定差别的,初始条件会影响导弹的落角,其影响很小,但仍不能达到以大落角侵彻固定目标的要求。

1.2 过重力补偿比例导引

过重力补偿比例导引^[5]的导弹指令加速度为 $n_c = 4V_c \dot{\lambda} + cg \cos \theta_m$,其中,c为过重补系数($c > 1$)。

该制导律会使弹道在初始段向上抬起,并由于闭

环比导引制导律的作用使弹道向回拉,造成弹道末段弹道倾角增大,从而增大导弹的落角,提高对装甲和固定目标的毁伤效果。

过重补系数 $c = 4$,不同初始导弹位置条件下导弹的落角见表2。

表2 不同初始条件下导弹的末端落角

Table 2 The missile's terminal impact angle under different initial flying conditions (°)

导弹高度/m	与目标横向距离/m		
	2000	3000	5000
300	25.3	30.3	43.4
500	26.5	32.2	47.5

从表2可知,在过重补系数一定、而启控条件不同时,过重力补偿比例导引显著增大了导弹落角,但仍然不能满足以期望落角(50°)来攻击硬目标的要求。

1.3 弹道成型制导律

Zarchan提出一种以最小能量和零脱靶量为二次性能指标,推导出按预想弹道飞行的“弹道成型(Trajectory Shaping)”制导律,该制导律可以使弹道曲线满足终端导弹落角 λ_F (λ_F 为任意设定值)的要求。它不仅适用于攻击固定目标,也适用于打击机动目标。

1.3.1 攻击固定目标

对于固定目标,采用“弹道成型”制导律的导弹过载指令 $n_c(t) = 4V_c \dot{\lambda} + \frac{2V_c[\lambda - \lambda_F]}{t_{go}}$,其中, λ_F 为终端约束值,由设计人员来合理选择。使用“弹道成型”制导律,需要估计剩余飞行时间 t_{go} 、视线角 λ 、视线角速率 $\dot{\lambda}$ 等信息。

考虑到重力加速度补偿因素,导弹的过载指令为

$$n_c(t) = 4V_c \dot{\lambda} + \frac{2V_c[\lambda - \lambda_F]}{t_{go}} + g \cos \theta_m \quad (2)$$

导弹在初始飞行高度为300 m,在横坐标轴上距离目标4000 m的条件下启控,不同的终端落角约束对导弹过载的要求见表3。

表3 不同终端落角约束对导弹过载的要求

Table 3 The required missile's acceleration at different terminal impact angle restriction

	终端落角约束/(°)		
	-30	-40	-50
最大正过载/g数	2.8	8	8
最小负过载/g数	-3.4	-4.7	-5.9

导弹在初始飞行高度为300 m,在横坐标轴上距离目标4000 m的条件下启控,终端落角约束 λ_F 分别为30°、40°、50°,导弹的飞行弹道如图3所示,实际过载曲线如图4所示,弹目视线角变化曲线如图5所示。

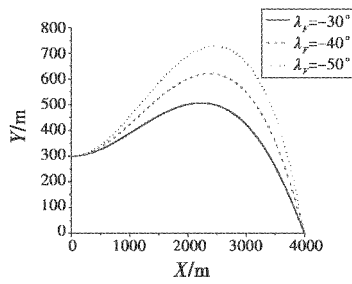


图3 不同终端落角约束的导弹飞行弹道

Fig. 3 The missile's flight trajectories at different terminal impact angle restriction

从图3看出,当导弹在 $8g$ 的过载饱和限制下,仍然能达到 50° 的落角。

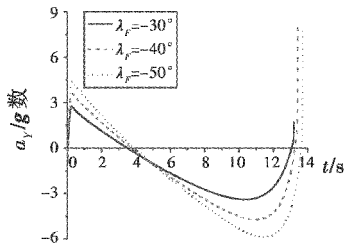


图4 不同终端落角约束的导弹实际过载曲线

Fig. 4 The missile's real acceleration curve at different terminal impact angle restriction

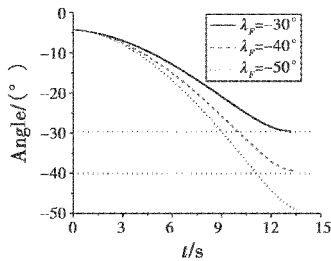


图5 不同终端落角约束下的弹目视线角变化曲线

Fig. 5 The LOS angle changing curve at different terminal impact angle restriction

经过仿真分析得出“弹道成型”制导律的特点是:导弹的终端落角可以由设计者任意设定,只要导弹有足够的过载机动,最终落角就可以达到设计值,实现以大落角侵彻目标。

1.3.2 攻击机动目标

“弹道成型”制导律还适用于攻击机动目标,当空地导弹攻击机动坦克时,采用弹道成型制导律,仿真分析是否可以实现以大落角击中坦克^[6]。

导弹的初始飞行高度为 300 m ,飞行速度为 311.3 m/s ,在横轴上距离目标 6000 m ,目标以 $1g$ 的常加速度加速前进,当终端落角约束为 $\lambda_f = -50^\circ$ 时,导弹和目标遭遇的飞行轨迹如图6所示,导弹的实际过载如图7所示。

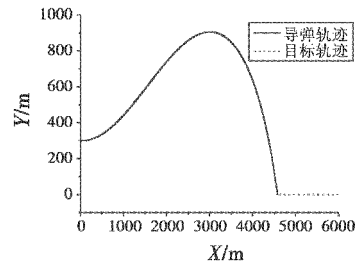


图6 导弹-目标遭遇的飞行轨迹

Fig. 6 The flight path of missile encountering with target

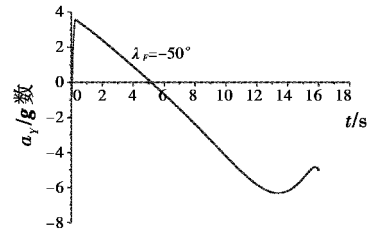


图7 导弹的实际过载曲线

Fig. 7 The missile's real acceleration curve at the given terminal impact angle

从图7可以看出,导弹的最大过载为 $3.8g$,最小负过载为 $-6.3g$,在过载饱和 $8g$ 的限制下,可以满足导弹的需用过载,达到以 50° 的落角侵彻机动坦克目标。

2 结论

将3种制导律进行了比较分析,重点仿真分析了“弹道成型”制导律,本质上它是一种变重补系数的过重补比例导引,在能够计算、估计 t_{go} 、 $\dot{\lambda}$ 、 V_c 信息的情况下,可以采用这种制导律对固定和机动目标进行大落角攻击,其对空地导弹具有较大的工程应用价值,对“攻顶”反坦克导弹也有重要的参考意义。

参考文献

- [1] ZARCHAN P. Tactical and strategic missile guidance [M]. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [2] GARNELL P, QI Zaikang, XIA Qunli. Guided weapon control systems [M]. 2nd ed. Beijing: Beijing institute of Technology, 2004.
- [3] 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,2000.
- [4] 刘丹. 包含系统动力学的大落角比例导引律研究 [D]. 北京:北京理工大学,2001.
- [5] 林德福. 带过重力补偿的比例导引制导律参数设计与辨识 [J]. 系统仿真学报, 2006, 18(10): 53-57.
- [6] 尹永鑫,杨明,吴鹏. 针对机动目标带攻击角约束的三维制导律 [J]. 固体火箭技术, 2010, 33(3): 237-241.