

一种适用于靶弹落角约束的偏置比例导引律

王广帅, 洪功名, 秦科科, 安博纳, 李娜*
(北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘要: 针对比例导引等传统制导律在实现靶弹大落角约束时存在的各种局限性, 利用已有研究成果, 将一种偏置比例导引律成功应用于靶弹的大落角约束问题, 并结合靶弹的研制和使用特点, 提出了制导律的工程化方案。根据弹目相对运动学模型, 采用理论推导方法, 得出了靶弹弹道期望落角与需用偏置量之间的函数关系, 表明了制导律的可行性。采用弹道仿真的方法, 研究了制导律的制导性能。结果表明, 导引律在最大需用过载、制导精度、落角精度等关键制导性能方面符合靶弹要求, 适用于靶弹的大落角约束问题。

关键词: 靶弹; 落角约束; 偏置比例导引; 弹目相对运动学; 制导精度; 制导律

中图分类号: TJ765 文献标识码: A 文章编号: 1009-1300(2023)02-0075-06

DOI: 10.16358/j.issn.1009-1300.20220596

A biased proportional navigation guidance law applicable for impact angle control of target missile

Wang Guangshuai, Hong Gongming, Qin Keke, An Bona, Li Na*
(Beijing Electro-mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: Considering that the proportional navigation guidance and other classic guidance laws are unavailable for precise impact angle control of target missile, the existing biased proportional navigation guidance is successfully applied to this challenge. According to the use characteristics of target missile, the engineering scheme of this guidance law is also proposed. Based on established missile-target relative motion model, the feasibility of this guidance law is proved by the function relationship between desired impact angle and demand bias integral quantity with mathematical derivation. The performance of the proposed guidance law is studied by trajectory simulation. Simulation results show that the biased proportional navigation guidance law is suitable for precise impact angle control of target missile in the key performance indexes, such as maximum demand acceleration, impact angle control precision and guidance precision.

Key words: target missile; control of impact angle; biased proportional navigation guidance; relative kinematics of missile-target; guidance accuracy; guidance law

收稿日期: 2022-04-10; 修回日期: 2022-10-17

作者简介: 王广帅, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器总体设计。

通讯作者: 李娜, 研究员, 主要研究方向为飞行器总体设计。

引用格式: 王广帅, 洪功名, 秦科科, 等. 一种适用于靶弹落角约束的偏置比例导引律[J]. 战术导弹技术, 2023 (2): 75-80.
(Wang Guangshuai, Hong Gongming, Qin Keke, et al. A biased proportional navigation guidance law applicable for impact angle control of target missile[J]. Tactical Missile Technology, 2023 (2): 75-80.)

1 引言

靶弹是新一代防空反导武器系统在研制、设计定型飞行试验和部队训练过程中经常采用的一种靶标,用于模拟来袭超声速反舰或巡航导弹的弹道特征、目标辐射以及电子对抗特性等^[1]。对防空反导系统试验与评价的可信度,很大程度取决于靶弹模拟目标的真实程度^[2]。考虑到现代超声速反舰或巡航导弹的弹道特点,通常要求靶弹具备大落角精确控制能力,以验证防空系统对目标高空弹道俯冲攻击过程的拦截效果^[3]。例如,美国的“丛林狼”超声速靶弹和俄罗斯的“宠臣-M”靶弹均具备大落角俯冲能力,落角超过 60° 。

工程设计中增大落角最直接的方式就是在比例导引律中加入过重力补偿,文献[4-5]采用了带过重力补偿的比例导引来增大落角。但由于重力补偿系数与落角之间不存在直接的数学函数对应关系,因此难以实现对落角的精确控制。

文献[6-8]提出了一种可以精确控制落角约束的偏置比例导引律,并给出了理论推导,但是在实际应用中关于偏置量如何分配及其对制导性能的影响,文章缺乏深入的研究。本文在其提出的一种偏置比例导引律的基础上,进一步研究了这种制导律的偏置量分配与工程实现,将该制导律成功应用于靶弹的落角精确控制。通过弹道仿真,对这种偏置比例导引律的制导精度、落角精度以及最大需用过载等关键制导性能指标进行了分析研究。

2 弹目相对运动学模型

本文只研究俯仰平面的相对运动。为便于进行理论分析,在建立弹目相对运动学模型时常引入一些基本假设:(1)将靶弹、目标均视为理论质点,不考虑弹体姿态运动,且忽略靶弹的攻角;(2)忽略靶弹制导控制系统的无动力学滞后;(3)忽略靶弹飞行过程中推力、气动力与重力的影响,靶弹速度保持不变。

在基于以上假设的基础上,建立了靶弹地面静止点相对运动关系,如图1所示。

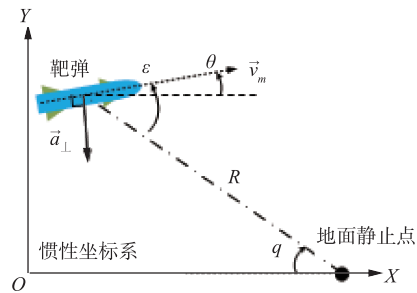


图1 弹目相对运动关系示意图

Fig. 1 Relative motion schematic of missile-target

图1中, R 为当前弹目距离,将逆时针方向定义为角度正方向。 \vec{v}_m 表示导弹的速度矢量; θ 、 q 和 ε 分别为靶弹弹道倾角、弹目视线角和目标视线角;考虑到 $q < 0$,将弹道落角 Γ 定义为 $\Gamma = -\theta_f$; \vec{a}_\perp 为靶弹的侧向过载,垂直于弹体速度矢量 \vec{v}_m ,由此得到弹目相对几何关系的非线性数学模型:

$$\begin{cases} \dot{R} = -v_m \cos \varepsilon \\ \dot{q} = -v_m \sin \varepsilon / R \\ \varepsilon = \theta - q \end{cases} \quad (1)$$

对于地面静止点,靶弹弹道的落角即为弹道终点的弹目视线角,即:

$$\Gamma = -\theta_f = -q_f \quad (2)$$

式中, θ_f 为弹道终点的弹道倾角; q_f 为弹道终点的弹目视线角。

3 传统制导律在落角约束下的局限性

3.1 比例导引

由于工程实现简单且制导精度高,比例导引制导律在工程中得到广泛应用^[9]。

制导律表达式可表示为

$$a_c = Nv_c \dot{q} = v_m \dot{\theta} \quad (3)$$

相对于地面静止点,上式可简化为

$$\dot{\theta} = N\dot{q} \quad (4)$$

式中, N 表示有效导航比; $\dot{\theta}$ 为靶弹弹道倾角变化率; \dot{q} 为视线角速率。式(4)积分得

$$\theta_f - \theta_0 = N(q_f - q_0) \quad (5)$$

式(2)和式(5)联立可得

$$\Gamma = \varepsilon_0 / (N - 1) - q_0 \quad (6)$$

式中, ε_0 、 q_0 分别表示初始目标视线角和初始弹目视线角, 弹道的终端落角为

$$\Gamma = q_0 - \frac{\varepsilon_0}{N-1} \quad (7)$$

式(7)表明, 比例导引终端落角取决于末制导的初始弹道条件和有效导航比 N (导航比一般取为3~5)。考虑到目标视线角和弹目视线角有限, 比例导引难以满足大落角的要求。

3.2 过重补比例导引

为增大落角, 最直接的方式就是在比例导引中加入过重补。过重补的比例导引可表示为

$$a_c = Nv_m\dot{q} + (x-1)g_p \quad (8)$$

式中, x 为重补系数; g_p 为重力加速度沿弹目视线法向的分量。

分析式(8)可知, 在弹道初段, 过重补项使得弹道向上爬升, 增大弹目视线角; 在弹道末段, 随着制导大回路闭环作用的加强, 将弹道拉回, 从而增大了靶弹落角。尽管这种制导律可以增大靶弹落角, 但重补系数与落角间不存在明确的函数关系, 使得其难以实现精确的大落角控制。

3.3 弹道成型制导律

弹道成型作为一种可实现大落角约束的最优制导律, 其理论形式为

$$a_c = 4V_c\dot{q} + \frac{2V_c(q-\Gamma)}{t_{go}} \quad (9)$$

式(9)可以得出, 制导律的执行过程需要实时的估计剩余飞行时间信息, 剩余飞行时间一般由弹上雷达根据实时测量的弹目距离结合惯导给出的弹体速度来计算得到, 落角约束的精度直接取决于弹道末段的剩余飞行时间估计误差^[10]。考虑到低成本靶弹没有加装弹上雷达, 难以测量弹目距离从而获得精确的剩余飞行时间, 直接影响了落角精度。

综上, 比例导引、过重补的比例导引与弹道成型制导律均不适用于靶弹的落角约束问题, 研究可以精确控制落角且工程实现简单的落角约束制导律成了靶弹发展过程中的一种迫切需求。

4 落角约束下的偏置比例导引律

4.1 偏置比例导引

借鉴过重补比例导引这种增大落角的机理,

将Koray^[6-7]提出的一种偏置比例导引律成功应用于靶弹的落角控制中, 制导律可表述为

$$a_c = v_m\dot{\theta} = v_m(N\dot{q} + b) \quad (10)$$

式中, b 表示偏置项。式(10)中消去弹体速度, 得到弹道倾角形式下的制导律为

$$\dot{\theta} = N\dot{q} + b \quad (11)$$

积分得

$$\theta_f - \theta_0 = N(q_f - q_0) + \int_{t_0}^{t_f} b dt \quad (12)$$

将偏置量定义为 $B = \int_{t_0}^{t_f} b dt$, 则有

$$\theta_f - \theta_0 = N(q_f - q_0) + B \quad (13)$$

将 $\Gamma = -\theta_f$ 代入式(13)可得到期望落角所需要的需用偏置量:

$$B_N = (N-1)\Gamma + Nq_0 - \theta_0 \quad (14)$$

可得期望落角 Γ 与需用偏置量 B_N 之间的对应关系:

$$\Gamma = \frac{B_N - Nq_0 + \theta_0}{N-1} \quad (15)$$

由于落角与偏置量之间存在数学函数关系, 因此, 可以通过需用偏置量来实现对大落角的精确控制。在整个弹道过程中, 偏置项对时间积分达到期望落角对应的需用偏置量, 弹道落角必然为期望落角。

4.2 偏置量分配

弹道的终端落角与偏置项、偏置项随时间分布函数无关, 只取决于偏置量数值。靶弹飞行过程中, 弹道存在一定的曲率, 使得弹道飞行的时间不可预知, 因此应将偏置量在飞行时间内达到需用偏置量。

弹道曲率随着落角的增大而增大, 初始弹目距离将远小于弹道真实的飞行距离, 采用初始弹目距离估计的飞行时间 t_{j0} 应明显小于真实飞行时间 t_f :

$$t_{j0} = \frac{R_0}{v_m} < \frac{S}{v_m} = t_f \quad (16)$$

因此, 偏置项取常值, 且令偏置持续时间 t 等于估计末制导时间 t_{j0} , 可以作为偏置项分配的一种保守分配, 对应的偏置项 b 为

$$b = \frac{B_N}{t_{j0}} = \frac{B_N v_m}{R_0} \quad (17)$$

由于偏置项持续时间明显小于真实飞行时间,

偏置量 B 必然可以达到需用偏置量 B_N , 满足终端落角的精度。偏置项随时间变化的表达式为

$$b = \begin{cases} B_N v_m / R_0, & B \leq B_N \\ 0, & B > B_N \end{cases} \quad (18)$$

在靶弹飞行过程中, 随着偏置量的增加, 弹道落角逐渐增大, 当达到需用偏置量时, 偏置项归零, 弹道落角即为期望落角, 偏置比例导引切换为比例导引。偏置比例导引段完成需用偏置量后, 偏置项置零, 此时偏置比例导引等同于比例导引, 最终实现落角与落点的精度控制。

4.3 制导律的工程化

偏置比例导引律的执行流程逻辑如图2所示。首先根据需用偏置量与期望落角和初始弹道条件间的函数关系得到需求偏置量, 然后采用上述保守的分配方案来得到偏置项, 最后生成制导律的过载指令。

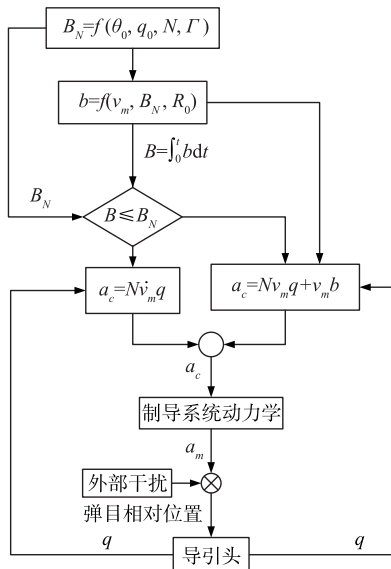


图2 偏置比例导引律执行流程逻辑示意图

Fig. 2 Logic work flow of biased proportional navigation guidance law

靶弹的初始弹目距离、目标位置、弹目视线角和初始弹道倾角可由地面发射系统在发射前对弹装定, 靶弹当前位置与当前速度由弹上组合导航实时测量得到, 弹上计算机可根据事先装订的目标位置和靶弹当前位置实时计算得到, 各项制导信息实现途径如表1所示, 可见制导律对传感器硬件的需求较小, 适用于靶弹的低成本化发展。

表1 偏置比例导引制导信息硬件需求表

Table 1 Hardware requirements of biased proportional navigation guidance law

制导信息需求	提供方式
初始弹目视线角 q_0	外部装定
初始速度倾角 θ_0	外部装定
弹目视线角速率 \dot{q}	弹上计算机与组合导航
弹目初始距离 R_0	外部装定
弹体速度 v_m	弹上组合导航

5 弹道仿真分析

5.1 仿真参数设置

靶弹在高空 12000 m 以 800 m/s 的速度进行巡航平飞, 在距离目标点水平距离为 28000 m 时进入末制导段开始执行俯冲飞行, 俯冲过程制导律采用偏置比例导引来实现靶弹的落角。俯冲过程中假设弹上设备工作一切正常, 靶弹推阻平衡速度保持不变, 同时忽略动力学滞后、风干扰、气动干扰和结构偏差干扰等因素。靶弹的弹道基本仿真参数如下: 靶弹初始位置为 (0 m, 12000 m), 靶弹速度 $v_m = 800$ m/s, 理论目标点位置为 (0 m, 28000 m), 靶弹初始弹道倾角 $\theta_0 = 0^\circ$, 初始弹目视线角为 $q_i = -23^\circ$ 。为分析控制能量的需求, 在此将 $E = \int a_c^2(t) dt$ 定义为控制能量需求。

5.2 与过重补比例导引的对比研究

为将偏置比例导引与过重补的比例导引进行对比研究, 同时研究期望落角对偏置比例导引的影响, 将仿真条件设置如表2所示, 工况1~5采用偏置比例导引, 偏置项分配采用式(18)中的常值分配方式, 将落角以 10° 为间隔从 50° 增加至 90° , 工况6采用过重补的比例导引。仿真结果中的偏置量、实际落角、脱靶量和控制能量需求如表2所示, 弹道曲线、过载曲线如图3、图4所示。

通过综合对比仿真结果表明:

(1) 由于过重补系数与期望落角间不存在明确的函数关系, 过重补的比例导引难以实现精确的大落角控制。

(2) 相比于过重补比例导引, 偏置比例导引的落角精度和制导精度有明显提高, 同时可以更加节省控制能量。

表2 第一组仿真工况设置及仿真结果

Table 2 Simulation parameter setting and results of the first group

工况	期望落角/ (°)	偏置量/ (°)·s ⁻¹	实际落角/ (°)	脱靶量/m	E/ (m ² ·s ⁻³)
1	-50	0.80	-50.2	0.05	12400
2	-60	1.32	-60.1	0.20	20800
3	-70	1.85	-69.9	0.12	32700
4	-80	2.37	-80.1	0.09	47800
5	-90	2.90	-89.8	0.05	66200
6	-60	—	-65.4	0.22	24200

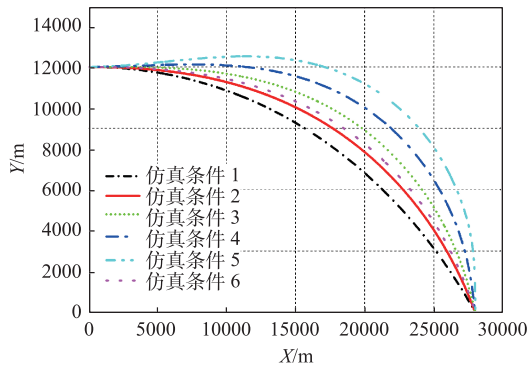


图3 弹道曲线

Fig. 3 Trajectory curves

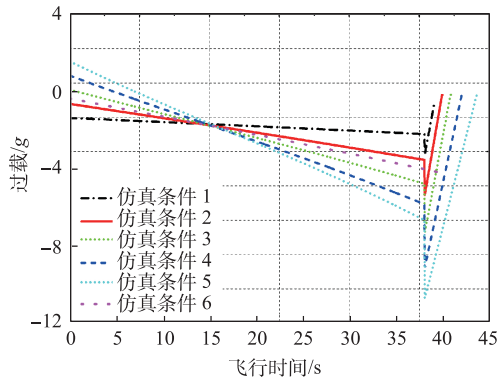


图4 过载曲线

Fig. 4 Overload curves

(3) 期望落角 Γ 增大, 制导律偏置量、需用过载和控制能量需求均增大, 制导精度与落角精度得到提高。期望落角 Γ 增大0.5倍, 比例导引段飞行时间加长10%, 最大过载提高1倍, 控制能量扩大2.2, 弹道制导精度提高3倍, 落角精度不变。靶弹的最大落角能力受限于靶弹的过载能力与控制总能量。

5.3 制导性能研究

为分析期望落角、导航比、偏置滞后时间和和

偏置项等对制导性能的影响, 将仿真条件设为5个工况, 均采用偏置比例导引律, 偏置项分配采用式(18)中的常值分配方式, 具体数值如表3所示。

表3 第2组仿真工况设置及仿真结果

Table 3 Simulation parameter setting and results of the second group

工况	期望落角/(°)	t_1/s	偏置量	N	实际落角/(°)	脱靶量/m	E/ (m ² ·s ⁻³)
1	-60	0	1.32	3	-60.1	0.20	20800
2	-80	0	2.37	3	-80.1	0.09	47800
3	-60	5	1.51	3	-60.1	0.29	22300
4	-60	0	1.5 b_0	3	-60.1	0.02	26700
5	-60	0	2.61	4	-60.1	0.04	21400

仿真结果中的脱靶量、实际落角和控制能量需求如表3所示, 偏置项分布、弹道曲线、指令过载、弹目视线角变化和控制能量需求分别如图5~图9所示。

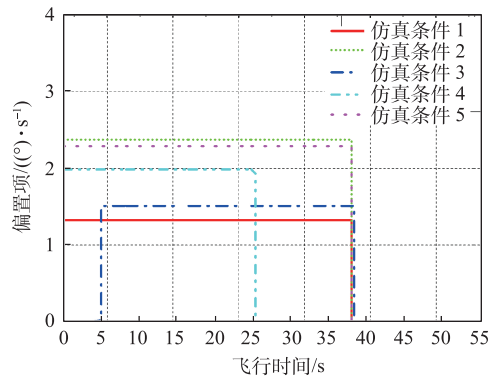


图5 偏置项曲线

Fig. 5 Bias integral curves

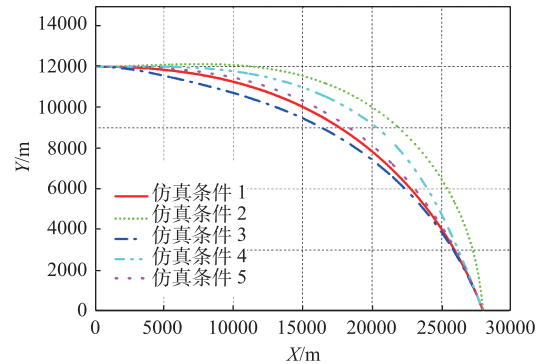


图6 弹道曲线

Fig. 6 Trajectory curves

通过综合对比仿真结果可知:

- (1) 偏置项起始时间 t_1 后移5s, 飞行时间减

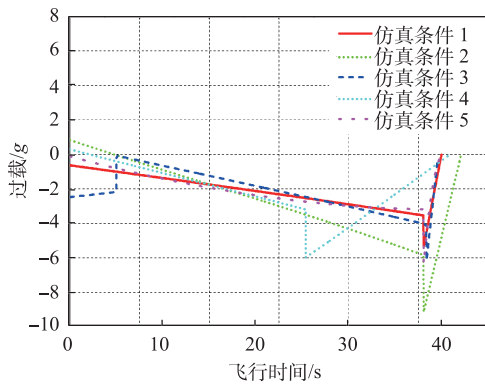


图7 指令过载曲线

Fig. 7 Command overload curves

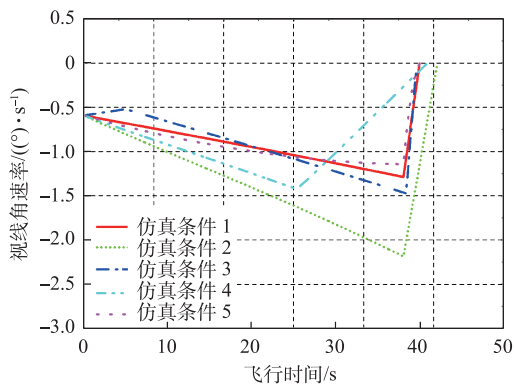


图8 弹目视线角速率曲线

Fig. 8 Curves of line-of-sight angular rate of missile-target

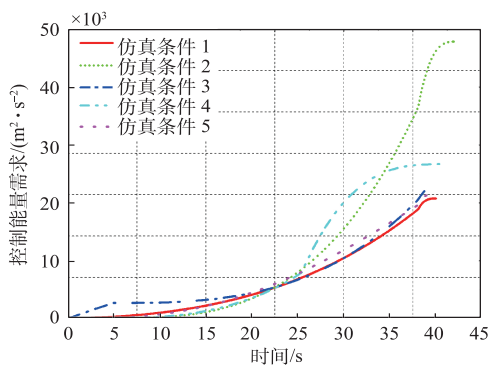


图9 控制能量需求曲线

Fig. 9 Energy consumption curves

小3%，最大过载增大10倍，控制能量需求提高7%，同时制导精度减小45%，落角精度保持不变(见图5)。

(2) 偏置项增大50%，偏置持续时间减小33%，飞行时间增大2%，最大过载增大9%，控制

能量增加28%，制导精度提高9倍，落角精度保持不变，原因在于比例导引段飞行时间增加，同时使得切换时刻弹目距离增大，从而减小了切换时刻弹目视线角速度(见图8)。

(3) 有效导航比 N 增大，最大需用过载提高11%，控制能量需求提高2.8%，同时制导精度提高4倍。

综上所述，偏置比例导引律的制导精度与落角精度可以满足靶弹要求，但受限于靶弹的最大过载能力和靶弹所能提供的控制能量；靶弹过载能力范围内，增大偏置项、增大导航比均可作为提高制导精度的手段；比例导引段飞行时间越长，制导精度越高。

6 结论

偏置比例导引律本质上是偏置比例导引与比例导引组成的复合制导律，通过合理设计制导参数，使得偏置比例导引律在制导精度、落角精度与最大需用过载等关键制导性能参数满足靶弹的使用需求。

本文在前人研究基础上，率先将偏置比例导引应用于靶弹的大落角控制问题，并结合靶弹的特点，创新性地提出了制导律的工程化方案，给出了每一项制导信息的实现方法，没有增加额外的硬件需求，符合靶弹低成本的发展趋势。本文中偏置项采用常值分配，从控制能量需求和过载需求的角度并非最优解，后续还需采用最优控制理论研究一种偏置项的最优分配策略，有效减小控制能量和最大过载。

[参考文献]

- [1] 郑旭, 杨锁昌. 某型靶弹的制导控制方法研究[J]. 舰船电子工程, 2019 (4): 41-46.
- [2] 焦纲领, 马溢清. 超声速靶弹现状及发展趋势分析[J]. 战术导弹技术, 2010 (4): 53-57.
- [3] 周旦辉, 李鹏, 杜江. 靶弹系统发展的某些新特点[J]. 现代防御技术, 2007 (2): 101-104.
- [4] 林德福, 祁载康, 夏群力. 带过重力补偿的比例导引制导律参数辨识与设计[J]. 系统仿真学报, 2006 (10): 67-72.

(下转第87页)