

空空导弹 ENDGAME 段导引律研究

展建超, 耿广龙, 马潇潇, 荣鹏辉

徐州空军学院航空弹药系, 江苏徐州 221000

摘要 针对空空导弹 ENDGAME 段, 选择合适的导引律, 对导弹能否精确打击目标至关重要。本文分析了比例导引律、微分对策导引律和变结构导引律 3 种不同导引律的设计思路, 并引入直接力控制, 针对不同攻击条件进行计算机仿真分析。仿真结果表明, 在迎击条件下, 变结构和微分对策导引律较比例导引律更优, 对大机动、持续高速运动的目标, 具有直接力控制的制导性能更好。

关键词 空空导弹; ENDGAME; 导引律; 微分对策; 变结构控制

中图分类号 TJ765

文献标识码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2012.20.012

ENDGAME Guidance Law of Air-to-air Missile

ZHAN Jianchao, GENG Guanglong, MA Xiaoxiao, RONG Penghui

Department of Aviation Ammunition, Xuzhou Air Force College, Xuzhou 221000, Jiangsu Province, China

Abstract For the ENDGAME section of air-to-air missiles, it is very important to select an appropriate guidance law for missile to hit targets accurately. This paper analyzes three different guidance laws, that is, the proportional guidance law, the differential game guidance law and the variable structure guidance law. The direct force control is introduced, and then the performance of three different guidance laws under various attack conditions is analyzed by the computer simulation. It is shown that under the engaged condition, the variable structure and the differential game guidance laws are better than the proportional navigation law. For a large motor and sustained high speed targets, the guidance performance will be better with the direct force control.

Keywords air-to-air missile; ENDGAME; guidance law; differential game; variable structure control

0 引言

空空导弹的制导过程通常分为 3 个阶段: 初始段、中制导段和末制导段, 而常把末制导段的最后几秒称为 ENDGAME(末端控制)段。由于在 ENDGAME 段导弹与目标间相对距离较小, 且拦截时间也较短, 受弹体时间响应、滤波器和状态估计器的时间响应和导弹机动过载能力等的限制, 此时目标机动逃逸最为有效。为了攻击未来可能出现的具有更高机动能力的目标, 需要进一步提高寻的制导导弹飞行控制系统的快速性。空空导弹对高速、大机动目标的有效拦截有赖于导弹具有足够大的可用过载, 侧向推力与气动力复合控制的方式能有效提高导弹飞行末端的机动性, 而针对末端选择合适的导引律对导弹能否精确打击目标至关重要。

导引律的设计需要从导弹的飞行性能、作战空域、技术措施、制导精度、制导设备、战术使用等方面进行综合考虑与衡

量^[1]。比例导引律具有便于工程实现的优点, 几十年来一直被广泛应用于载机追踪、导弹拦截以及太空飞行器对接等^[2]; 微分对策导引律是基于微分对策理论, 根据战术技术指标要求, 构造性能指标泛函, 求得导弹最优导引规律, 它可以进行定性分析和定量分析^[3-4]; 变结构控制导引律在目标机动的情况下具有良好的制导精度, 且对参数摄动及干扰具有鲁棒性, 但视线倾角变化律在切换面上会产生振颤现象^[5]。此外, 还有利用 Lyapunov 优化反馈控制、 H^∞ 理论等现代控制理论方法, 推导适用于不同环境的导引律, 其主要针对作任意机动飞行的目标及不确定参数摄动情况下的追踪非线性导引律^[6-7]。本文研究对象为空空导弹的 ENDGAME 段, 且考虑具有侧向推力的复合控制系统, 因此制导律的选用考虑典型的比例导引、微分对策导引和变结构导引, 根据控制系统模型及计算机仿真分析, 设计更为合理的空空导弹末端制导方案。

收稿日期: 2012-04-17; 修回日期: 2012-07-02

作者简介: 展建超, 讲师, 研究方向为航弹工程、导弹制导与控制, 电子信箱: zjc_9999@163.com

1 比例导引律

与其他复杂的导引律相比,比例导引对运动目标的信息量要求少,可降低对机载传感器的要求,提高导引系统可靠性和鲁棒性。比例导引具有便于工程实现的特点,Ho等^[8]已证明比例导引是一种能耗最小、脱靶量为零意义上的最优导引律。

比例导引的基本思想是:按目标视线角速度调整作用于飞行器的控制,以实现零视线角速度控制,追及目标。简单来说,比例导引律就是导弹在攻击目标的导引过程中,导弹速度矢量 V_M 的转动角速度 $\dot{\theta}_M$ 与目标瞄准线(视线)的转动角速度 \dot{q} 呈比例的一种导引律,即 $\dot{\theta}_M = K\dot{q}$ 。导引关系如图 1 所示。

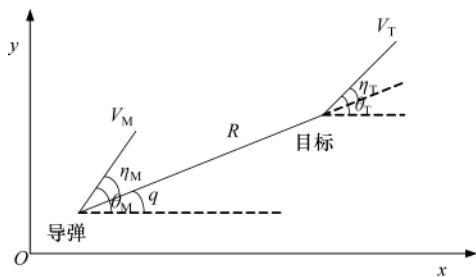


图 1 弹目相对运动关系

Fig. 1 Relative motion of the projectile and target

按照这个方式建立比例导引律的相对运动方程并结合过载的定义 $n = V_M \dot{\theta}_M / g$, 可以得出弹目相对运动方程为

$$\begin{cases} \dot{R} = -V \cos \eta_M + V_T \cos \eta_T \\ R\dot{q} = V \sin \eta_M - V_T \sin \eta_T \\ q - \theta_M = \eta_M \\ q - \theta_T = \eta_T \\ n_{max} = (KV_M/g)\dot{q} \end{cases}$$

其中, R 为导弹目标间的相对距离; q 为导弹目标间的视线角, \dot{q} 为视线角速度; V_M 为导弹速度, θ_M 为弹道倾角; V_T, θ_T 为目标速度及速度方向角; η_M, η_T 分别为导弹前置角和目标前置角; n_{max} 为过载指令。

2 微分对策导引律

微分对策制导下的导弹控制,是根据战术指标要求,构造性能指标泛函,求得最优制导规律,它充分考虑如何获取最小脱靶量,以及导弹为完成拦截任务所消耗的控制能量最小,其结果势必使导弹尽量按平直弹道飞行而最终减小脱靶量。它不需要测量目标的机动控制,认为导弹与目标是正在进行的对策双方,都按照最优的鞍点解进行导引与控制。求解微分对策模型与求解最优控制一样,本质上是一个两点边值问题。以图 1 所示导弹与目标的相对运动模型为例,建立状态方程

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = bu - b_T u_T \end{cases}$$

其中, x_1 为导弹与目标在基准方向 Ox 线上的投影 e ; x_2 为 e 的时间变化率 \dot{e} ; u 为导弹速度矢量 v 与其攻击路线的基准线之间夹角的速度; b 为导弹速度在基准方向 Ox 线垂线上的分量, bu 体现导弹接近目标的加速度。就力学意义而言, bu 和 $b_T u_T$ 分别体现了导弹与目标的机动能力,即法向过载。取性能泛函为

$$J = n_e x_1^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} (u^2 - u_T^2) dt$$

其中, t_f 为终端时间项,故哈密尔顿函数为

$$H = \lambda_1 x_1 + \lambda_2 (bu - b_T u_T) + u^2 - u_T^2$$

求解得到 u^* 和 u_T^* 的具体表达式为

$$\begin{cases} u^* = -n_e b [1 + \frac{1}{3} n_e (b^2 - b_T^2) \tau^3]^{-1} [x_1(t) + x_2(t) \tau] \\ u_T^* = -n_e b_T [1 + \frac{1}{3} n_e (b^2 - b_T^2) \tau^3]^{-1} [x_1(t) + x_2(t) \tau] \end{cases}$$

由于精度要求是主要方面,所以当 $n_e \rightarrow \infty$ 时,上式转换之后可表示为

$$\dot{\theta} = -V \sin \theta [\frac{1}{3} (V^2 \sin^2 \theta - V_T^2 \sin^2 \theta_T) \tau^3]^{-1} \cdot$$

$$[R \cos q + (\dot{R} \cos q - \dot{q} R \sin q) \tau] \tau + \dot{q}$$

3 变结构导引律

变结构导引将目标机动看成是未知的有界干扰,利用变结构控制系统的干扰不变性克服目标机动的影 响,实现了目标有界机动条件下视线角速度的零化,使导弹飞行弹道在制导过程的中后段呈现出平行接近的特性,大幅度改善了制导性能。

为了研究方便,假定:(1)将导弹和目标看成质点;(2)导弹速度 V_M 和目标速度 V_T 皆为常数,且导弹速度大于目标速度;(3)目标加速度 a_T 有界,且上界已知,即 $|a_T| < \alpha$, α 为目标最大机动加速度。

将变结构控制理论用于制导律设计,首先确定开关平面 $S = \dot{q}$, 这样选取开关平面是因为制导律的设计目标是在目标做有界机动时使目标视线角速度 \dot{q} 零化。变结构控制可以保证系统状态在有限时间内命中开关平面,因而可使 \dot{q} 在有限时间内零化。其次,设计一种控制规律,使 $S=0$ 成为滑动开关线。为此构造 Lyapunov 函数

$$V = S^2/2$$

显然该函数是正定的。确保 $S=0$ 成为滑动开关线的充分条件是 $\dot{V} = S\dot{S} < 0$, 计算后可得,导弹的加速度指令 a_c 为

$$a_c = K\dot{q} + W\dot{q} / (|\dot{q}| + \delta)$$

式中 δ 是一小正数。选取 K 和 W 形式如下

$$K = 2\dot{R}_{max} / \cos \eta_{Mmax}$$

$$W = \alpha / \cos \eta_{\max}$$

4 考虑有侧向直接力的末端制导系统建模

假定导弹在垂直平面内,建立直接力控制的末制导系统模型

$$\begin{cases} \dot{R} = -V \cos(q - \theta) + V_T \cos(q - \theta_T) \\ R\dot{q} = V \sin(q - \theta) - V_T \sin(q - \theta_T) \\ q - \theta = \eta \\ q - \theta_T = \eta_T \\ n_m = (AV/g)\dot{q}_m \end{cases}$$

寻的制导系统的数学模型主要包括导引头跟踪回路、制导律、自动驾驶仪、电动舵机、弹体动力学和导弹-目标相对运动学等,如图 2 所示。寻的制导系统的分析与设计要求在量级上把握系统品质的优劣,以及影响系统制导误差的主要因素,并通过系统设计将主要因素的影响降至最低。设计过程中,若采用复杂的三通道模型将带来计算量大、不易找出问题所在等缺点,因此,有必要对三通道制导控制系统进行简化,具体包括以下几个方面:

- (1) 俯仰和偏航通道完全解耦,系统设计可在单通道进行,在三通道模型上进行校核。对于俯仰、偏航通道交叉耦合较严重的区域,控制系统设计可考虑给予适当补偿。
- (2) 弹上稳定控制回路对指令信号的响应过程,一般有时间延迟并可能有超调。因此,在进行寻的制导控制回路的设计时,该回路可等效于二阶振荡环节,同时,系统初步设计时,应注意考虑导弹可能提供的最大可用过载。
- (3) 忽略导引头部件的时间常数,只考虑跟踪回路时间常数。

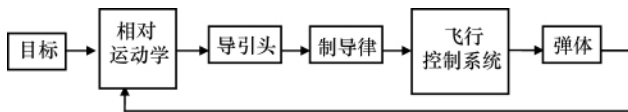


图 2 导弹制导系统示意

Fig. 2 Schematic diagram of missile guidance system

导引头跟踪回路简化模型为

$$\frac{\dot{q}_m}{q} = \frac{1}{\tau s + 1}$$

飞行控制系统简化模型为

$$\frac{n_m}{n_{mc}} = \frac{1}{T_d^2 s^2 + 2\xi_d T_d s + 1}$$

其中, T_d 为时间常数, ξ_d 为刚体运动阻尼系数, 导弹法向过载为

$$n_m = \frac{V\dot{\theta}}{57.3g}$$

5 计算机仿真

用于工程的 ENDGAME 制导律对导弹飞行控制系统提

出了更高的要求,这些要求主要表现在飞行控制系统具有更高的机动过载和更小的时间常数上。这里以简单的比例导引律为基础,对微分对策导引律和变结构导引律分别进行计算机仿真,对比分析不同战场环境可能产生的不同导引效果。

仿真条件: 弹目初始相对距离 $R=2000\text{m}$, 导弹速度 $V_M=680\text{m/s}$, 目标速度 $V_T=280\text{m/s}$, 在尾追、拦截、迎击攻击条件下,目标无机动水平飞行。分别采用比例(PN)、变结构(VS)和微分对策(DG)导引律进行仿真,表 1 为脱靶量结果比较。

表 1 脱靶量比较(单位:m)

Table 1 A comparison of miss distances (unit: m)

攻击条件	PN	VS	DG
尾追	0.0015	2.3943	0.0003
拦截	0.9355	2.4838	-0.0066148
迎击	0.013781	2.201	-1.5283

从仿真结果可以看出,对于比例、变结构和微分对策导引律来说,各自的优缺点是一目了然的:比例导引律对于攻击低速直线飞行目标具有最好的优势;变结构导引律由于颤振,对于低速直线飞行的目标反而精度差;微分对策导引律弹道平直,且脱靶量低。

上面是假定目标做匀速运动下,对文中 3 种导引律的简单比较。然而实际战斗中,目标会做大机动飞行以躲避导弹的拦截,为了有效拦截目标,需要引入侧向直接力以提高导弹机动性,本文建立了引入直接力的复合制导控制系统模型。针对空空导弹末端攻击的不同条件,根据前面对几种制导律的简单对比,在引入直接力控制的情况下,应综合考虑选择合适的制导律,可采用复合制导律的方式提高导弹的导引性能。下面以导弹迎击目标情况为例进行仿真分析。

迎击仿真条件:假定目标的初速度为 280m/s , 导弹速度为 680m/s , 相对距离为 2km , 最初导弹目标视线角为 0 , 导弹初速度与基准线夹角为 0 , 目标初速度与基准线夹角为 180° , 并且在相对距离为 600m 的时候以 $12g$ 的过载进行机动。对导弹在截获前 1s 分别引入直接力控制和不引入直接力控制,进行仿真比较分析。针对迎击条件下的弹目运动进行研究,分别对采用比例导引、比例+微分、变结构+微分 3 种导引律进行计算机仿真。

图 3 和图 4 分别为比例导引下不具有和具有直接力控制的弹目运动图,图 5 和图 6 分别为比例+微分复合导引下不具有和具有直接力控制的弹目运动图,图 7 和图 8 分别为变结构+微分复合导引下不具有和具有直接力控制的弹目运动图。从仿真结果可以看出,对于迎击条件来说,变结构+微分对策制导律对于这种条件下的目标有很好的命中精度,且在具有直接力控制的情况下,制导精度得到提高。此外,对于尾追、拦截等其他攻击条件,也可分别进行计算机仿真分析。

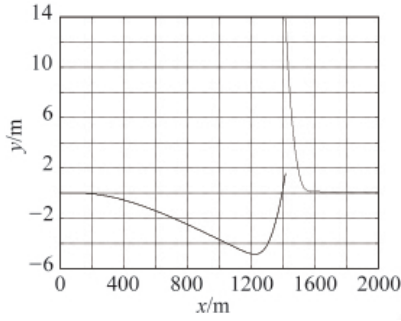


图3 比例导引下不具有直接力控制

Fig. 3 PN without direct force control

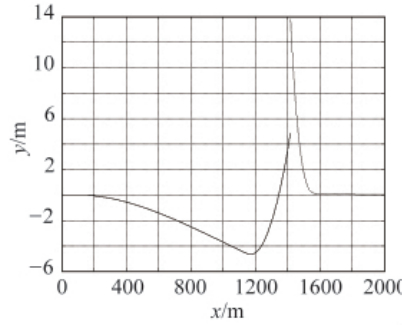


图4 比例导引下具有直接力控制

Fig. 4 PN with direct force control

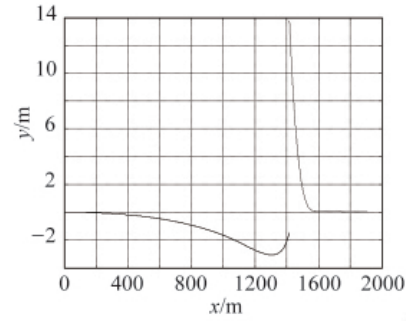


图5 比例+微分导引下不具有直接力控制

Fig. 5 PN+DG without direct force control

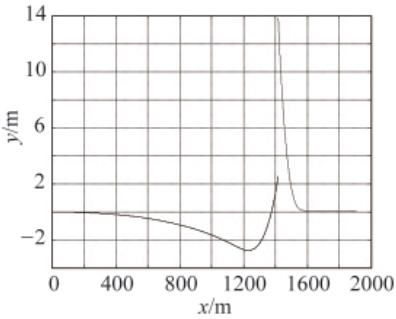


图6 比例+微分导引下具有直接力控制

Fig. 6 PN+DG with direct force control

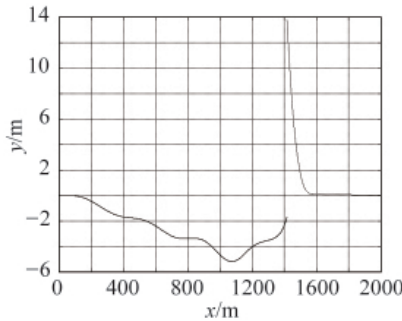


图7 变结构+微分导引下不具有直接力控制

Fig. 7 PN+VS without direct force control

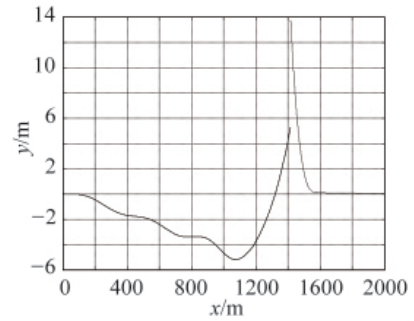


图8 变结构+微分导引下具有直接力控制

Fig. 8 PN+VS with direct force control

6 结论

本文对比例导引、微分对策导引和变结构导引3种导引律分别进行计算及仿真,对比分析了空空导弹末端制导特性及在不同攻击条件下3种导引律的特点。为了提高空空导弹末端制导控制性能,引入侧向直接力以提高导弹的机动性。根据建立的制导系统模型,在迎击条件下分别对几种不同导引律进行仿真分析可知,在不同的攻击条件下,选择导引律的策略不同。在迎击攻击条件下,变结构和微分对策导引律较比例导引律来说优势较为明显。此外,在拦截攻击条件下,变结构导引律和微分对策导引律并不比比比例导引律具有明显优势,而对于尾追攻击条件,比例导引相对来说优势较为明显。而具有直接力控制的导弹的制导性能,由于减小了控制系统的时间常数,而且可以提供大的过载,总体来说比不具有直接力控制的制导性能好,尤其是对于大机动、持续高速运动目标。

综合来讲,比例导引律的缺点是在初制导段导弹过载较小而在弹道末端过载基本达到饱和,且需要目标过载较多目标信息或者导弹轴向加速度,这些都在工程上较难实现或不适用于在大气内的拦截,造成最终的脱靶量较大。从仿真结果也可看出,对于大机动目标来说,比例导引不适用于空空导弹ENDGAME段;微分对策导引律研究的就是导弹的追踪与目标的逃逸规律,它的思想和末端对策是相符的,但微分对策是一种双边动态控制,实现较复杂,且它是一种在最坏情况下的导引律,存在一些保守性;变结构导引律有对抗干扰鲁棒和参数摄动鲁棒的优点,而这与空空导弹ENDGAME段中需要克服目标机动和导引头测量噪声影响的

要求一致,但是其自身颤振消除的好坏会直接影响到脱靶量大小以及弹道的弯曲程度。

参考文献 (References)

- [1] 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.
Qian Xingfang, Lin Ruixiong, Zhao Yanan. Flight mechanics of guided missile[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2008.
- [2] 罗德林,卢同心,吴顺祥. 飞行器导引律综述[J]. 系统仿真学报,2010,22(S1):16-20.
Luo Delin, Lu Tongxin, Wu Shunxiang. Journal of System Simulation, 2010, 22(S1): 16-20.
- [3] 左斌,杨长波,李静. 基于微分对策的导弹攻击策略[J]. 海军航空工程学院学报,2005,20(5):524-526.
Zuo Bin, Yang Changbo, Li Jing. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2005, 20(5): 524-526.
- [4] 魏高乐,蒋宏,任章. 预见学习的微分对策导引律研究[J]. 光电与控制,2009,16(7):25-28.
Wei Gaole, Jiang Hong, Ren Zhang. Electronics Optics & Control, 2009, 16(7): 25-28.
- [5] 任义元,袁建平,方群. 空空导弹变结构末制导律研究[J]. 计算机仿真,2009,26(10):25-28.
Ren Yiyuan, Yuan Jianping, Fang Qun. Computer Simulation, 2009, 26(10): 25-28.
- [6] Vincent T L, Morgan R W. Guidance against maneuvering targets using Lyapunov optimizing feedback control [C]. Proceedings of the American Control Conference, Anchorage, AK, USA, 8-10 May, 2002: 215-220.
- [7] Yang C D, Chen H Y. Nonlinear H^∞ robust guidance law for homing missiles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics (S0731-5090), 1998, 21(6): 882-890.
- [8] Ho Y C, Bryson A E, Baron S. Differential games and optimal pursuit-evasion strategies [J]. IEEE Transactions on Automatic Control (S0005-1098), 1965, 10(4): 385-389.

(责任编辑 马宇红,代丽)