

# 一种改进的组合末制导律研究

王洪强<sup>1,2</sup>, 邵晓巍<sup>1</sup>, 周刚<sup>2</sup>, 段登平<sup>1</sup>

(1. 上海交通大学, 上海 200240; 2. 西北核技术研究所, 陕西 西安 710024)

**摘要:**在分析经典比例导引律基础上, 利用有限获得的制导信息, 通过非线性估计器来估算视线角加速度, 提出一种由比例项、角加速度项和前置角项组成的改进的组合末制导律。它具有纯比例导引结构简单、易于实现的优点, 同时能够克服其攻击机动目标能力较差的缺点, 提高了系统的可观性。经过大量数字仿真研究表明, 应用这种改进的组合末制导律, 导弹的最大及最小过载均小于常规比例导引, 同时脱靶量及命中时间也有明显降低, 有效地提高了导弹的制导精度。

**关键词:**组合末制导律; 可观性; 过载; 脱靶量

**中图分类号:** V249

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1673-629X(2011)12-0239-04

## A Study on Modified Combined Terminal Guidance Law

WANG Hong-qiang<sup>1,2</sup>, SHAO Xiao-wei<sup>1</sup>, ZHOU Gang<sup>2</sup>, DUAN Deng-ping<sup>1</sup>

(1. Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China;

2. Northwest Institute of Nuclear Technology, Xi'an 710024, China)

**Abstract:** Based on the detailed analysis of the classical proportional navigation (PN), using limited guidance information, and estimating the view angular acceleration through a nonlinear estimator, a modified combined navigation guidance law is proposed which contains proportional navigation, angular acceleration and fixed lead navigation. The advantage of this guidance lies in its ease implementation, intercepting maneuvering targets and good observability. Compared with traditional proportional navigation, the simulation demonstrates that the missile overload acceleration and miss-distance is lower, and the guidance character is enhanced.

**Key words:** combined navigation guidance; observability; overload acceleration; miss-distance

## 0 引言

导弹制导精度是导弹武器重要战术指标之一, 提高导弹制导精度可以增强攻击效率、降低导弹重量、提高导弹机动性和突防能力<sup>[1]</sup>。因此, 导弹导引律的研究得到不断重视发展。

迄今为止, 比例导引(PN)仍然是目前导弹制导的有效方法, 也是最常用的一种方法。传统的比例导引虽然容易实现, 但攻击机动目标性能较差, 且其可观性较弱。因此各种各样的改进比例导引不断涌现, 最典型的有增广比例导引(APN)、偏置比例导引(BPN)、扩展比例导引(EPN)等<sup>[2,3]</sup>。改进的比例导引实质上是在比例导引基础上对引起目标线转动的因素进行补偿, 以提高比例导引抗目标机动性的能力, 但实际应用中仍然存在着各种技术问题。

一般导弹的导引头只能测量出角度或角速度信

息, 但在复杂制导律中, 需要知道相对距离、相对速度、目标加速度等信息, 这些信息需要由非线性滤波器实时估计出来<sup>[4]</sup>, 而滤波效果好坏除与滤波器性能有关外, 很大程度上取决于系统可观性的强弱。

为改善比例导引的性能, 使之能够适应现代战争中目标机动能力增强、外界干扰日益恶劣的环境, 且能最大限度地减少对导弹自身的要求, 对其进行必要的改进是极其重要的。文中在增广比例导引系统中引入反映导弹速度矢量前置角的比例因子, 有效地增强了系统的可观性, 同时提高了制导精度。文中采用一种非线性估计器对弹目视线角加速度进行估计。

## 1 非线性估计器

文中采用的非线性估计器具有如下特性: 当输入信号为  $u(t)$  时, 输出  $x_1(t)$ 、 $x_2(t)$  两个信号, 其中  $x_1(t)$  跟踪  $u(t)$ ,  $x_2(t)$  则为  $u(t)$  的近似微分。

由文献[5]知, 若系统

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x_1, x_2) \end{cases} \quad (1)$$

在原点渐近稳定, 则对任意的有界可积函数  $u(t)$  和任

收稿日期: 2011-05-04; 修回日期: 2011-08-16

基金项目: 国防科研项目(21010901)

作者简介: 王洪强(1983-), 男, 山东菏泽人, 硕士研究生, 助理工程师, 研究方向为导弹飞行控制系统; 段登平, 教授, 研究方向为导航和控制技术; 周刚, 研究员, 研究方向为冲击动力学。

意时间常数  $T > 0$ , 系统

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -B^2 f(x_1 - u, x_2/B) \end{cases} \quad (2)$$

的解  $x_1(t)$  满足

$$\lim_{B \rightarrow \infty} \int_0^T |x_1(t) - u(t)| dt = 0 \quad (3)$$

从式(3)可看出,  $x_1(t)$  能在有限时间内充分逼近输入信号  $u(t)$ 。将  $u(t)$  看做广义函数, 据系统(2)可知,  $x_2(t)$  弱收敛于  $u(t)$  的广义导数。这样, 把系统(2)作为非线性估计器, 即可得到对原函数及其导数的光滑逼近。

在非线形估计器中, 函数  $f(x_1, x_2)$  可以选择为

$$f(x_1, x_2) = \text{sign}(x_1 + x_2 |x_2|/2)$$

为了避免在原点附近的颤振, 可用饱和函数  $\text{sat}$  代替符号函数  $\text{sign}^{[6]}$ , 则

$$f(x_1, x_2) = \text{sat}(x_1 + x_2 |x_2|/2, \delta) \quad (4)$$

式中:  $\delta$  为饱和函数的线性区。

## 2 一种新制导律

为简化分析, 这里考虑平面拦截条件下的制导问题。导弹目标的运动几何关系如图 1 所示, 图中  $R$  为弹目相对距离,  $\dot{R}$  则为相对速度, 即  $-V_c$ ;  $q$  为弹目间视线角,  $\dot{q}$  则为视线角速度;  $V_m$  为导弹速度,  $V_t$  为目标速度;  $\theta_m$  为导弹弹道倾角,  $\theta_t$  为目标航向角。导弹和目标的相对运动学关系为<sup>[7]</sup>:

$$\dot{R} = -V_m \cos(q - \theta_m) + V_t \cos(q - \theta_t) \quad (5)$$

$$R\dot{q} = V_m \sin(q - \theta_m) - V_t \sin(q - \theta_t) \quad (6)$$

假定导弹和目标速度为常值, 对式(6)两边取导数, 并把式(5)代入, 整理得

$$R\ddot{q} + 2\dot{R}\dot{q} = -a_m \cos(q - \theta_m) + a_t \cos(q - \theta_t) \quad (7)$$

式中:  $a_m$ 、 $a_t$  分别为导弹和目标的横向加速度。

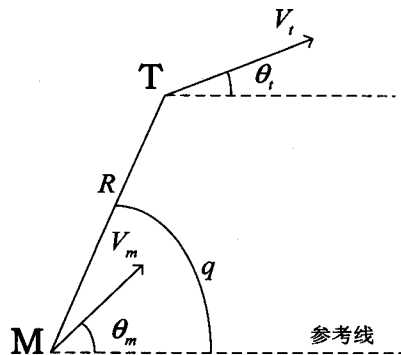


图 1 平面相对运动几何关系

### 2.1 组合末制导律

为了对付目标的机动性, 现在广泛采用的一种制导律是引入目标加速度的增广比例导引律 (APN)<sup>[8]</sup>

$$a_c = kV_c \dot{q} + \frac{k}{2} a_{tc} \quad (8)$$

式中:  $a_c$  为导弹指令加速度,  $k$  为导航增益,  $a_{tc}$  为垂直于视线的目标加速度。

但在实际使用中, 只能测得视线角或视线角速度, 无法得到目标的加速度<sup>[9]</sup>, 因此可以采用视线角加速度来取代加速度选项。文中在此基础上进一步改进, 加入导弹速度矢量前置角项, 提出一种基于增广比例导引的改进组合末制导律 (MAPN)

$$a_c = kV_c (\dot{q} + k_1 t_{go} \ddot{q}) + k_2 R (q - \theta_m) \quad (9)$$

式中:  $k_1$ 、 $k_2$  为补偿系数,  $t_{go}$  为导弹剩余飞行时间。

目标机动会引起视线角速度的相应变化, 而经典比例导引律缺乏对视线角速度的预测能力, 不能及时跟踪目标的轨迹变化。因此在比例导引中加入视线角加速度后, 可提高目标机动情况下的导引效果。

下面讨论引入导弹速度矢量前置角后导引律的性能变化。设导弹的动力学延时为零, 则认为  $a_m = a_c$ , 将式(9)代入式(7)中, 且令  $\eta_m = q - \theta_m$ ,  $\eta_t = q - \theta_t$ , 得到

$$R\ddot{q} + 2\dot{R}\dot{q} = -a_m \cos \eta_m + a_t \cos \eta_t = a_t \cos \eta_t - kV_c \dot{q} \cos \eta_m - k k_1 V_c t_{go} \ddot{q} \cos \eta_m - k_2 R (q - \theta_m) \cos \eta_m \quad (10)$$

剩余飞行时间估算式为  $t_{go} = R/V_c = -R/\dot{R}$ , 经整理可得

$$(1 + k k_1 \cos \eta_m) R\ddot{q} + (2 - k \cos \eta_m) \dot{R}\dot{q} + k_2 R \cos \eta_m q = a_t \cos \eta_t + k_2 R \cos \eta_m \theta_m \quad (11)$$

式(11)为典型的二阶系统微分方程, 为使系统稳定

$$(2 - k \cos \eta_m) \dot{R} > 0 \rightarrow k > \frac{2}{\cos \eta_m} \quad (12)$$

得到使系统稳定的  $k$  取值范围。

当  $k_1 = k_2 = 0$  时即为比例导引, 式(11)化为

$$R\ddot{q} + (2 - k \cos \eta_m) \dot{R}\dot{q} = a_t \cos \eta_t \quad (13)$$

从式(11)、(13)可得, 改进增广比例导引和比例导引的时间常数分别为

$$T_1 = \sqrt{\frac{1 + k k_1 \cos \eta_m}{k_2 \cos \eta_m}} \quad (14)$$

$$T_2 = \sqrt{R} \quad (15)$$

通过式(14)、(15)可知, 制导过程的大部分时间内,  $T_1 < T_2$ , 则式(11)中  $q, \dot{q}$  振荡频率较高, 振幅较大, 从而增强了系统的可观性<sup>[10]</sup>。若  $k_2$  选的较小, 则  $q, \dot{q}$  的振荡频率较低, 可观性不会有明显提高; 若  $k_2$  选的较大, 则  $q, \dot{q}$  的振荡频率较高, 可观性有望得到明显提高, 但指令加速度  $a_c$  的最大值可能超过导弹可用法向过载, 容易导致  $\dot{q}$  过早发散, 使导弹脱靶量增大。

将  $R = V_c t_{go}$  代入(11)式, 进行整理后, 可得

$$\ddot{q} + \frac{k \cos \eta_m - 2}{(1 + k k_1 \cos \eta_m) t_{go}} \dot{q} + \frac{k_2 \cos \eta_m}{(1 + k k_1 \cos \eta_m)} q$$

$$= \frac{a_t \cos \eta_t + k_2 R \cos \eta_m \theta_m}{(1 + k k_1 \cos \eta_m) V_c t_{go}} \quad (16)$$

随着剩余飞行时间  $t_{go}$  趋向于零,式(16)等号左侧第二项将起主要作用,从而令 MAPN 制导律的性能与 APN 制导律性能几乎相同,不会因  $q, \dot{q}$  的震荡而影响制导精度。

因此,对 MAPN 导引律,需要选择恰当的参数  $k_2$ ,既提高系统可观测性,又不与终端性能相冲突。

## 2.2 脱靶量分析

脱靶量是导弹重要的战术指标之一。对于自动导引导弹,当导弹目标距离达到一定距离时,由于原理上因素,导弹导引头存在“盲区”而不能正常工作。脱靶量即是导引头停止工作后,导弹飞行过程中绕过目标的最小距离<sup>[11]</sup>。

### 2.2.1 脱靶量计算公式

设导引头停止工作时刻为  $t_B$ , 相对距离为  $R_B$ , 视线角速度为  $\dot{q}_B$ 。当导弹与目标均作匀速飞行,脱靶量计算公式为

$$r_f = R_B^2 \dot{q}_B / |\dot{R}_B| \quad (17)$$

当导弹与目标作变速运动,脱靶量计算公式为

$$r_f = \frac{R_B^2}{|\dot{R}_B|} \dot{q}_B + \frac{1}{2} t_{go}^2 (a_t \cos \eta_t - a_m \cos \eta_m) \quad (18)$$

### 2.2.2 剩余飞行时间的估计

在 MAPN 导引律及脱靶量的计算中,都需要剩余飞行时间  $t_{go}$ , 因此需要预测  $t_{go}$ 。最简单的  $t_{go}$  计算方法是用  $R$  除以相对速度  $V_c$ , 但此公式仅适用于导弹和目标在碰撞轨线上保持常速且不旋转情况下是准确的。对于大机动目标,可选择一种改进算法<sup>[12]</sup>:

$$t_{go} = - (R/\dot{R}) (\dot{R}/V_R)^2, V_R^2 = \dot{R}^2 + R \dot{q}^2 \quad (19)$$

## 3 仿真结果与分析

采用非线性估计器来估计视线角加速度  $\ddot{q}$ 。仿真中采用的非线性估计器动态方程为:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -B^2 \text{sat}(x_1 - u + x_2 | x_2 | / 2B^2, \delta) \end{cases} \quad (20)$$

增大  $B$  可使  $x_1(t)$  充分逼近输入信号  $u(t)$ , 加快跟踪速度,但同时却使其对噪声的敏感性增加,因此  $B$  只能取适当大的值。此处可取  $\delta = 0.0005, B = 10$ 。

初始条件: 目标速度  $V_t = 250\text{m/s}$ , 加速度  $a_t = 4g * \text{sign}(\sin(2\pi/14))$ , 弹道倾角为  $0, R_0 = 5\text{Km}$ , 导弹速度  $V_m = 450\text{m/s}$ , 导弹弹道倾角分别为  $0, 10, \dots, 80, 90$  度, 探测器盲区  $R_b = 100\text{m}$ 。导弹可用法向加速度限制在  $20g$  以内。导引律参数选取为  $k = 3, k_1 = 0.4, k_2 = 0.01$ 。图 2 ~ 图 4 分别是当导弹弹道倾角为  $40$  度时, MAPN 导引律和 PN 导引律的拦截轨迹、导弹指令加速度及视线角速度对比图。表 1、表 2 列出了当导

弹弹道倾角不同时,两种比例导引最大、最小指令加速度、脱靶量及命中时间等战术指标。

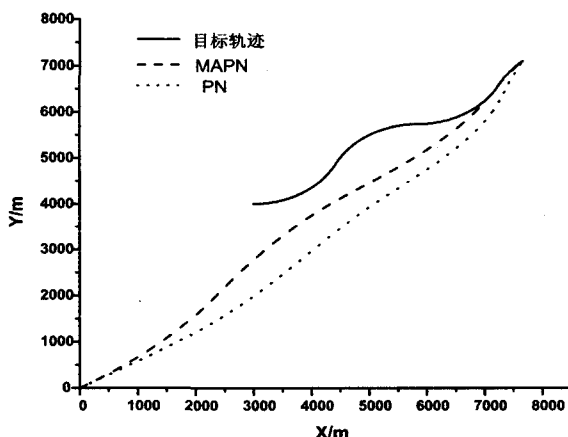


图 2 拦截轨迹对比

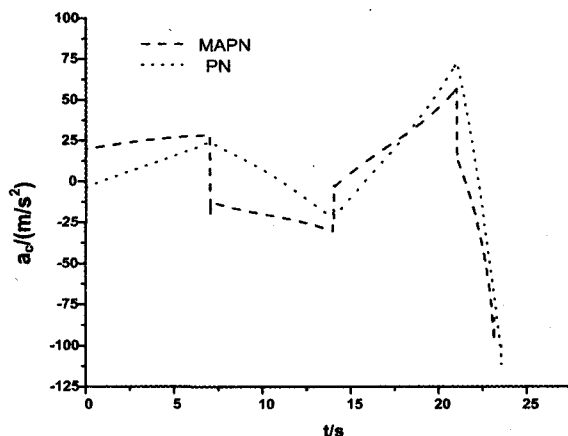


图 3 导弹指令加速度对比

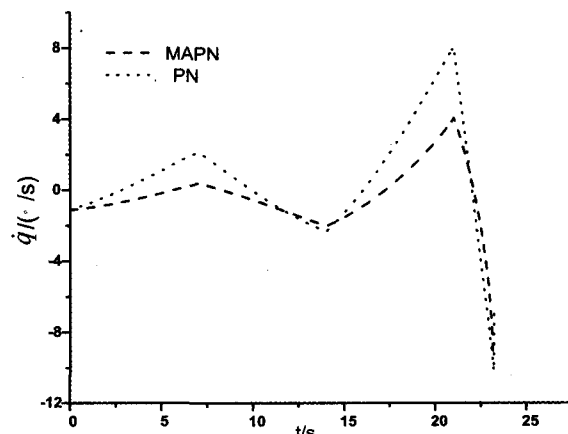


图 4 导弹视线角速度对比

从图 2 拦截轨迹图及命中时间可看出, MAPN 导引律相较 PN 导引律弹道较平直, 尤其 MAPN 引入视线角速度及导弹速度前置角, 使导弹更快地进入有利攻击方位, 虽然使得初始段弹道弯曲, 但却使末段弹道平直度大幅提高, 减小了末段过载, 同时也减小了脱靶量, 导弹命中精度得到提高。

图 3 表明, 由于 MAPN 引入视线角速度及导弹速度前置角, 使导弹对目标的加速度的反应灵敏性得到

增强,而 PN 导引律对目标的机动性反应存在一定的滞后。因此采用 MAPN 导引律的导弹,能够快速跟踪目标的变化,并在指令加速度中反应出来,使导弹弹道更加平直,峰值过载减小,进而减小了脱靶量及命中时间,提高制导精度。

表 1 导引规律的仿真结果比较(一)

| 弹道倾角<br>(度) | 最大指令加速度<br>(m/s <sup>2</sup> ) |      | 最小指令加速度<br>(m/s <sup>2</sup> ) |        |
|-------------|--------------------------------|------|--------------------------------|--------|
|             | PN                             | MAPN | PN                             | MAPN   |
| 0           | 脱靶                             | 57.8 | 脱靶                             | -93.6  |
| 10          | 63.1                           | 49.7 | -100.9                         | -94.3  |
| 20          | 55.9                           | 54.4 | -97.5                          | -91.5  |
| 30          | 72.9                           | 56.9 | -111.5                         | -97.4  |
| 40          | 80.7                           | 56.7 | -116.6                         | -98.3  |
| 50          | 81.8                           | 53.8 | -115.3                         | -98.9  |
| 60          | 77.5                           | 49.1 | -118.5                         | -99.2  |
| 70          | 67.3                           | 43.0 | -117.6                         | -99.4  |
| 80          | 44.1                           | 36.4 | -115.6                         | -100.1 |
| 90          | 脱靶                             | 29.3 | 脱靶                             | -102.2 |

表 2 导引规律的仿真结果比较(二)

| 弹道倾角<br>(度) | 脱靶量(m) |       | 命中时间(s) |       |
|-------------|--------|-------|---------|-------|
|             | PN     | MAPN  | PN      | MAPN  |
| 0           | 脱靶     | 8.16  | 脱靶      | 24.74 |
| 10          | 35.26  | 7.76  | 28.49   | 23.92 |
| 20          | 13.60  | 6.53  | 24.57   | 23.40 |
| 30          | 19.07  | 5.44  | 23.55   | 23.15 |
| 40          | 20.86  | 5.66  | 23.35   | 23.14 |
| 50          | 22.97  | 6.68  | 23.17   | 23.12 |
| 60          | 25.83  | 8.19  | 25.83   | 23.67 |
| 70          | 25.77  | 10.04 | 25.94   | 24.18 |
| 80          | 30.13  | 11.79 | 25.10   | 24.88 |
| 90          | 脱靶     | 13.72 | 脱靶      | 25.85 |

图 4 表明 MAPN 导引律的视线角速度平稳性优于 PN 导引律。这也反映出采用 MAPN 导引律的弹道较为平直。

表 1 和表 2 为两种导引律的最大、最小指令加速度、脱靶量和命中时间的比较。可看出,当目标机动时,PN 导引律在弹道末段需要较大的过载,可能超过导弹的过载限制而出现饱和,使脱靶量增加,甚至脱

靶;MAPN 导引律的最大(小)加速度指令及命中时间均有明显下降,说明这种导引方式弹道较为平直。从两表也可看出,MAPN 导引律相对 PN 导引律,其攻击范围也较大。

4 结束语

文中提出了一种在增广比例导引的基础上增加反映导弹速度矢量前置角的改进组合末制导律,利用非线性估计器直接估计出视线的角加速度,减少了探测设备。这种改进的增广比例导引可以有效提高系统的可观性,且通过仿真可看出,MAPN 导引律相对于 PN 导引律在对付大机动目标时可降低导弹的过载、脱靶量及命中时间,极大地提高了导弹的制导精度。

任何一个优化问题,都是有条件的,都是在一定条件下的最优,一个绝对的最优解是无从获得的。因此,应该根据实际情况选择合适的导引律。

参考文献:

[1] 李卫丽,严洪森,张伟琴. 风干扰下某型导弹的弹道仿真[J]. 计算机技术与发展,2011,21(1):246-249.

[2] Heller C,Yaesh I. Proportional Navigation with Integral Action [C]//15th IEEE Mediterranean Electrotechnical Conference. Valletta:[ s. n. ],2010:1546-1550.

[3] Guo Jianguo,Zhou Jun. A Unified Approach to Optimal Proportional Navigation [C]//IEEE International Conference on Computer Science and Information Technology. [ s. l. ]:[ s. n. ],2010:74-77.

[4] 青波,杨晨辉,陈涛. 基于分割的复杂运动跟踪的研究[J]. 计算机技术与发展,2009,19(4):157-161.

[5] 韩京清,王伟. 非线性跟踪-微分器[J]. 系统科学与数学,1994,14(2):177-183.

[6] 侯明善,张金鹏. 非线性比例导引系统研究[J]. 上海航天,2002(6):14-17.

[7] 陈兴林,华文华. 具有终端约束的地面目标拦截比例导引[J]. 弹道学报,2010,22(2):15-23.

[8] Tournes C,Johnson C D. Augmented proportional navigation guidance using subspace-stabilization [C]//Proceedings of the Thirty-Fourth Southeastern Symposium. [ s. l. ]:[ s. n. ],2002:471-475.

[9] 周获. 寻的导弹新型导引规律[M]. 北京:国防工业出版社,2002.

[10] Song T L,Um T Y. Practical Guidance for Homing Missiles With Bearings-Only Measurements[J]. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems,1996,32(1):434-443.

[11] 张合新,孟飞,汪立新. 组合末制导律及其仿真研究[J]. 火力与指挥控制,2003,28(1):33-36.

[12] 李小兵,刘兴堂. 对付大机动目标的广义比例导引律研究[J]. 空军工程大学学报,2001,2(3):1-4.