

北京工业院校庆45周年

学术报告论文集

1985.9 北京

目 录

1. 试论我国反坦克导弹的发展.....	李昌龙 (1)
2. 主动寻的导弹的自适应制导律.....	张运 潘继勤 (5)
3. 用非线性规划方法设计导弹控制系统.....	张天桥 (18)
4. 大功率风机和离心泵的无级调速和高效节能装置——滑差离合器.....	魏宸官 (29)
5. 两级涡轮增压匹配试验研究.....	林励生 (41)
6. 橡胶减振器的特性测试.....	汪长民 吴仲 刘福水 (48)
7. 国外工业机器人技术的发展概况.....	张建民 戚正球 (61)
8. 机器人动力学分析与控制.....	肖春林 李长金 (71)
9. 机器人的传感技术——触觉、接近觉、视觉传感器.....	陈幼松 (80)
10. 一种经济高效能的动目标检测系统毛二可 韩月秋 肖裔山 林海 胡杏生 周冬友 (96)	
11. 全息元件用于彩虹全息记录系统.....	于美文 谢敬辉 (106)
12. 中国现代农业模式与计算机决策系统.....	李书涛 范丽云 吴青 (112)
13. 金属材料的现状和发展.....	石霖 (122)
14. 物理功能材料的发展和应用.....	周馨我 (140)
15. 金属有机聚合物材料.....	田楠 (152)
16. 我国未来反坦克武器系统和战斗部技术.....	恽寿榕 (161)
17. 主动装甲研究.....	张鹏程 (168)
18. 新技术革命与标准化.....	郎志正 (174)
19. 企业管理与计算机.....	江涛 (181)
20. 电引火管的可靠性.....	肖德辉 (187)

试论我国反坦克导弹的发展

李昌龙

纵观同行,有关2000年的反坦克武器,2000年的反坦克导弹等文章,颇有一定数量。我在《2000年代的反坦克导弹》一文中^[1],也介绍了国外目前的反坦克导弹的研制情况,并预估2000年代可能列装的反坦克导弹技术水平达到的新高度。并且重点论述从我国的技术水平和经济力量出发,如何发展我国的反坦克导弹技术,才能迎头赶上,进入世界先进技术水平的行列。本文在参考资料〔1〕的基础上对上述问题作进一步的探讨。

根据对国际形势的分析,在2000年以内,不可能爆发较大规模的战争,因此,从战略上考虑如何利用较长的和平环境,把我国的先进的反坦克武器搞上去,这是值得慎重决策的问题。中央提出“保军转民”的口号又应该如何理解和执行?邓小平同志提出的“教育要面向现代化、面向世界、面向未来”,精辟地概括了新时期我国教育发展的战略方针,是在新技术革命的挑战面前我国教育的根本指导思想。这三个面向对于我国反坦克导弹的发展是否也适用呢?这些都是值得我们探讨的根本问题。

为了进一步阐明我国发展反坦克导弹的方针,首先还要对参考资料〔1〕中关于国外反坦克导弹的发展作进一步说明。

据美国的研究,认为在现代战争中不用反坦克导弹的情况下,进行反坦克作战,人和坦克的损耗比为200:1;而使用反坦克导弹时为20:1。在美苏的反坦克武器的配备中,以反坦克导弹为主,反坦克导弹发射车装备到营、连、排、班各级。根据这一战术原则,他们除了对第二代反坦克导弹进行改进以外,并重点发展第三代反坦克导弹。目前美、英、法和西德等国对发展第三代反坦克导弹的特点是:

具有很强的破甲威力,足以摧毁九十年代出现的各种新式装甲目标(复合装甲和主动装甲)。除发展攻击前装甲战斗部外,对于攻顶装甲技术,也是研究的重点,如瑞典的RBS56型反坦克导弹空心装药战斗部,战斗部的作用方向与弹体纵轴向下成30度角,并装有近炸和触发引信,以便保证在导弹逼近或飞越目标时,攻击坦克的顶装甲,使战斗部的实际破甲厚度接近垂直破甲厚度。还有“自锻破片”战斗部,这种战斗部是在充满炸药的圆柱体一端用铜合金的凹形圆盘封盖着,引爆后,圆盘以3000米/秒的高速射击,使金属圆盘自锻成凹形小弹丸,成为动能穿甲弹,击穿坦克的顶部装甲,穿甲厚度可达175毫米。另外,美国还在研制超高速反坦克导弹,最大速度可达1520米/秒,战斗部用贫铀穿甲弹。

考虑未来作战的特点,根据地理环境和战斗使用,发展轻型和重型两种弹。由于射程远的重型弹,在地面发射时,受到地形和通视度的限制,实际上得不到远程的效果。如中欧地区实地勘测表明,大多数情况下,视野在3000米以内,而最有效的交战距离只是1500~2000米,用车载和机载的重型反坦克导弹,可以远距离和在敌人防空火力圈之外攻击装甲目标。考虑到武器的威力,机动性和成本,还需要发展一种轻型、便携式反坦克导弹。其重量不超过16公斤,射程2000米。

在未来的激烈的战争环境中,武器和射手应具有良好的生存能力,为此需要大大提高导弹飞行速度,尽可能缩短导弹飞行时间,减少射手暴露时间,故需采用新的制导方式。主要制导方式有激光半主动、激光驾束、毫米波、红外成像和光纤制导等。

另一个显著的特点是发展远程反集群坦克的制导武器,如美国的“萨达姆”其射程为25~30公里,“铜斑蛇”制导炮弹,其射程为4~20公里,“挫败进攻者”其射程为150—200公里,他们的制导方式是采用毫米波或红外成像制导,激光半主动制导的“铜斑蛇”也正在研制毫米波,红外成像导引头,它们都是用来攻击坦克的顶装甲。

国外的情况是如此,国内的情况也是了如指掌,勿须讳言。现在的问题是在于究竟如何发展我国的反坦克导弹,才能在未来的反侵略战争中,在武器装备上与敌人抗衡,这是值得探索的重要问题。

回顾我国反坦克导弹20余年的发展史〔1〕,我国反坦克导弹的研制工作是有成绩的,但是要看到的是,在我国反坦克导弹发展的里程中,基本上以国外列装的反坦克导弹为“兰本”的,例如西德的“柯布拉”反坦克导弹,苏联的“赛格”反坦克导弹等,这在我国的技术还很落后,部队装备急需的情况下,是起了积极作用的,培养了人材,积累了经验,解决部队的有无问题,这些都是应该肯定的。现在我们已形成一支研制反坦克导弹的队伍,有可能独立研制我们自己的武器,因此,向四个现代化进军的今天,我们的“兰本”就应当瞄准2000年代世界先进水平,以邓小平同志对发展教育工作提出的三个面向的战略方针作为发展反坦克武器的战略方针,脚踏实地地干20年,为此我们应该做到:

1. 领导机关应当决策果断,方向明,决心大。

“十年规划,规划十年”,这是在群众中流传的一种说法,它客观地反应了决策不果断,方向不明,决心不大,行动慢慢吞吞。现在的知识三、四年就要更新一次,如果领导的决策三年五年还定不下来,而大批人马只有长期等着,例如准备发展我国的车载直瞄射程约4公里的重型反坦克导弹就是长期决策不下来,贻误了宝贵的光阴。因此,只有领导机关决策果断,对事业的进程有争分夺秒的精神,才能调动千军万马,为2000年的奋斗目标发扬“拼搏”精神。

2. 应该解决好引进、应用、创新三者的辩证关系。

我们的反坦克导弹的装备水平,还停留在60年代,如果关起门来搞我们自己的,那只有更加落后于时代,这是不可取的。靠引进,即使外国能给予我们,他也是要使我们同他保持一定的时间差。我们过去经常讲“洋为中用”,如果能正确运用它,是会使我们的科学技术发生飞跃的。在这方面,就整体来讲,日本的经验是值得借鉴的。今年5月间,日本举行国际科学博览会,我国派去了大型参观团赴日本参观,他们的印象是,从“万博”看,日本展出的产品,多数是别国搞出来的理论成果,日本自己的理论成果不多。但是,他们有个长处,就是把别人的理论拿过来自己消化,应用,并在此基础上创新。“把别人的理论拿过来消化,应用,并在此基础上创新”,这是2000年在反坦克导弹上来一个飞跃可走的捷径。七月四日《光明日报》刊登的航天部23所《在消化引进技术的基础上创新》的报导说,仅用十天时间就研制出我国第一架网状卫星地面接收天线,质量优于引进的国外同类产品。因此,引进技术的目的应该是通过对引进技术的使用、消化、吸收以至开发、创新,提高我们的技术水平,增强我们自主开发、自力更生的能力。

3. 正确贯彻“保军转民”的战略决策。

中央对于形势的分析认为,在较长时间内不发生大规模的世界战争,是有可能的,维护世界和平是有希望的。根据这一形势的分析提出“保军转民”的战略决策是完全正确的。现在的问题是如何正确执行这一战略决策。

从现有情况来看,军事技术研究单位和军工厂,甚至包括象我们学校为军事科学技术和军工生产培养高级人材的院校,都在为“保军转民”而忙碌着,从各方来的信息表明,各自都在寻求“转民”的道路,至于“保军”,则感觉太抽象。因此,如果不迅速拿出具体的“保军”的措施,“保军转民”这一正确的战略决策,是达不到预期的目的和效果的。

以上提及的三个方面,只是从发展我国的科学技术应解决的起码的前提,也是发展我国反坦克导弹技术应解决的起码的前提,但是到底应该如何规划我国反坦克导弹的发展,这是问题的关键。

纵观世界各国反坦克导弹的发展,从使用形式来看,有便携式、机载和车载的反坦克导弹。从打击目标来看,有攻击单个点目标和纵深远距离行进中的集群目标或敌人后方集结地集群目标。从制导方式来看,有光学红外跟踪制导,激光回波或激光驾束制导,毫米波制导,热成像制导和光纤制导等。从导弹的重量来讲有轻型反坦克导弹和重型反坦克导弹之分。从打击目标方式来看,有破甲、穿甲、自锻破片穿甲。从打击目标的部位来看,有攻击首上装甲和顶甲等。总之,种类繁多,究竟那些应是我们遵循的“兰本”,难以断言。但是我们可以从系列化、通用化、模式化和标准化的原则入手,结合我国财力情况以及我军对未来反坦克战争的战略战术原则,是可以规划好我国反坦克导弹的发展的。不妨这样设想:在近期内,勿论战争是否能发生,但作为我们部队的装备,在直瞄射程内,有一种比较先进的、能对付苏联T—72和T—80坦克的反坦克导弹,这是当务之急的,是引进或自行研制,都应当从速行动,再不能拖延,拖延看起来是持慎重的态度,其实贻误宝贵的时光,到头来一无所获。除了上述近程直瞄的为急需首先应解决以外,综合分析国外情况,我认为应考虑一种弹型既适宜于车载,也适宜于机载;既可装激光导引头,也可换成毫米波、热成像导引头,既是试验弹型,又是能满足一定战术技术指标实用的弹型,这种弹型应具有倾斜稳定非旋转的飞航式的外型,无论从飞机上发射或是从地面车上发射,在发射后都应当迅速进入预定的高度飞行,最后,按预定的导引规律飞向目标并命中目标。在这一总体要求下,把武器分成若干组元,每一组元有一基本方案和一个或多个辅助方案,其辅助方案可能比基本方案更先进,要进行基础理论研究或基本元部件的研究,而基本方案是建立在技术比较成熟且易实现的基础上,这些组件的基本方案一旦完成研制工作,而且都是一些标准件,即可把它们组合起来就是一件完整的武器。例如美国的GBU—15制导滑翔炸弹就是由数据传输、控制、战斗部、转接口、目标探测器、自动驾驶仪、引信等标准组件组成的。这样则可以节省研制费用,加快研制进度,提高武器的维护性和方便使用等优点。要着重强调的选择一个比较通用的外型是非常重要的,这就给一弹多用,一弹多头,随着技术的发展而进一步改型,提供有利条件。

上述的设想,只就主要原则而论,并未全面规划,特此说明。

参考资料

- | | |
|-----------------------|-------------------|
| 〔1〕 李昌龙：2000年代的反坦克导弹 | 北京工业学院 84年9月 |
| 〔2〕 国外反坦克武器的装备现状和发展方向 | 国防科工委情报研究所 84年8月 |
| 〔3〕 国外机载武器的发展概况 | 国防科工委情报研究所 84年10月 |

主动寻的导弹的自适应制导律

张 运 潘继勤

摘 要

本文利用自校正控制技术,推导了主动寻的导弹的自适应制导律,它考虑了弹体参数的不确定性,目标随机运动,导引头动态特性,导引头和加速度传感器的量测噪声,舵偏角的限幅等因素。仿真结果表明,与性能较好的随机最佳制导律相比,自适应制导律的性能有明显提高,尤其在抗干扰能力方面。另外,本文对一般的自校正控制系统设计也具有参考价值。

§1 前 言

在对新制导律探讨方面,一个重要的成果是“随机最佳制导律”(OSGL—Optimal Stochastic Guidance Laws)⁽¹⁾,它是由拦截问题简化模型——线性高斯定常确定性系统——推得的。研究表明,⁽²⁾OSGL的性能比经典制导律要好。但是,OSGL的性能对模型误差比较敏感,即当用一个不精确的数学模型去推导OSGL时,所得到的制导性能会比用较精确的模型推算的性能明显降低。因此,有必要在拦截问题中应用自适应控制理论与技术。

本文应用自适应控制理论,将OSGL与非线性时变系统估计方法⁽³⁾有机结合起来,探讨了

(1) 化包括导引头和舵机的拦截问题为广义线性高斯时变不确定系统。

(2) 构成了一种不同于以往在拦截问题中使用的性能指标,并给出了在此指标下满足不等式约束的最优控制。

(3) 构造了未知参数模型,并提出了估计器有关参数的一种确定方法。

(4) 给出了自适应制导律及仿真检验结果。

文中符号的含义见附录一。

§2 化拦截问题为自适应控制问题

由俯仰平面弹体方程和舵机方程〔4〕可得下列方程

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \omega_z(t) \\ a_m(t) \\ \delta_z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_{11} & f_{12} & f_{16} \\ f_{21} & f_{22} & f_{26} \\ 0 & 0 & f_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_z(t) \\ a_m(t) \\ \delta_z(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b_2 \\ b_6 \end{bmatrix} u' + \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中导弹法向加速度 $a_n(t) = v \frac{d\theta}{dt}$, u^* 为舵机输入, 系数

$$f_{11} = \frac{m^*}{I_x v} Q L^2 S_p, \quad f_{12} = \frac{m^* Q S_p L_p m}{I_x (PC + Q S_p C_p^2)},$$

$$f_{13} = \frac{m^*}{I_x} Q S_p L_p - \frac{m^* Q^2 S_p^2 C_p^2 L_p}{I_x (PC + Q S_p C_p^2)}, \quad f_{14} = \frac{1}{m} (P \cos \alpha + Q S_p C_p^2),$$

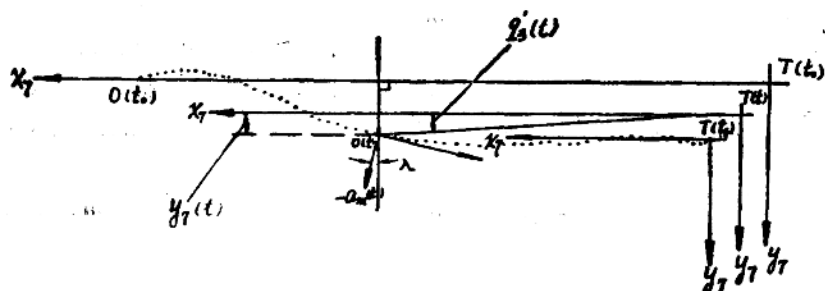
$$f_{21} = -\frac{\dot{m}}{m} + \frac{PC + \dot{Q} S_p C_p^2}{PC + Q S_p C_p^2} - \frac{1}{mv} (P \cos \alpha + Q S_p C_p^2) + \frac{G}{mv} \sin \theta,$$

$$f_{22} = -\frac{PC + \dot{Q} S_p C_p^2}{m(PC + Q S_p C_p^2)} Q S_p C_p^2 + \frac{1}{m} \dot{Q} S_p C_p^2 - \frac{1}{\tau_\delta m} Q S_p C_p^2$$

$$f_{31} = -\frac{1}{\tau_\delta}, \quad b_1 = \frac{k_\delta}{m \tau_\delta} Q S_p C_p^2, \quad b_2 = \frac{k \delta}{\tau_\delta},$$

$$d_1 = \frac{m^* Q S_p L_p G \cos \theta}{I_x (PC + Q S_p C_p^2)}, \quad d_2 = \left(-\frac{\dot{m}}{m} + \frac{PC + \dot{Q} S_p C_p^2}{PC + Q S_p C_p^2} \right) \frac{G}{m} \cos \theta$$

引入直角坐标系 $x_T y_T$ (如图—1所示), 其原点固定在目标中心上, x_T 轴与末制导初始时刻 ($t=t_0$) 的视线重合, y_T 轴按右手法则确定。另外图—1中的准视线角 $q'_z(t) > 0$ 。



图—1 坐标系 $x_T y_T$ 示意图

由图—1知, 导弹加速度沿 y_T 轴的分量 $a_{my}(t)$ 与准视线角变化率为:

$$a_{my}(t) = -a_m(t) \cos \lambda$$

$$\dot{q}'_z(t) = -\frac{1}{r(t)} \dot{y}_T(t) - \frac{\dot{r}(t)}{r^2(t)} y_T(t) \quad \left(\because \sin q'_z(t) = \frac{y_T(t)}{r(t)} \right) \quad (2)$$

在视线沿弹道转动很小时, $\cos \lambda$ 就可看作常数。本文取 $\cos \lambda = 1$ 。

另外, 我们设目标沿 y_T 轴的随机加速度 $a_{Ty}(t)$ 服从

$$\left. \begin{aligned} \dot{\underline{X}}_T(t) &= \underline{F}_T \underline{X}_T(t) + \underline{W}_T(t) \\ \underline{a}_{Ty}(t) &= \underline{M}_T \underline{X}_T(t) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

其中 $\underline{W}_T(t)$ 是 n_T 维零均值正态白噪声。由式(2)(3)并结合导引头方程[4][5]

$$\left. \begin{aligned} \dot{u}_y(t) &= -k_d k_z u_y(t) + k_d \dot{q}_z(t) \\ u_y^*(t) &= u_y(t) + v_d(t) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

$$\left. \begin{aligned} \text{得 } \dot{u}_y(t) &= f_{zs} y_y(t) + f_{zd} \dot{y}_y(t) + f_{zs} u_y \\ u_y^*(t) &= u_y(t) + v_d(t) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

其中 $f_{zs} = -\frac{k_d}{r^2(t)} \dot{r}(t)$, $f_{zd} = \frac{k_d}{r(t)}$, $f_{zs} = -k_d k_z$ 。

我们还假设加速度传感器方程为

$$u_z^*(t) = k_a a_m(t) + v_z(t) \quad (6)$$

其中量测噪声 $v_z(t)$ 为高斯白噪声。

综合式(1)~(6)及 $\dot{y}_y(t) = a_m(t) - a_T(t)$ 得平面拦截问题的受控对象数学模型

$$\left. \begin{aligned} \dot{\underline{X}}(t) &= \underline{A}(\underline{a}(\underline{x}, t), t) \underline{X}(t) + \underline{B}(\underline{a}(\underline{x}, t), t) \underline{u}^* + \underline{D}(\underline{a}(\underline{x}, t), t) + \underline{W}_z(t) \\ \underline{Z}(t) &= \underline{C} \underline{X}(t) + \underline{v}(t) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

其中 $\underline{X}(t) = (\omega_s, a_m, y_y, \dot{y}_y, u_y, \delta_s, \underline{x}_T^T)^T$ 为 n_z 维状态向量,

$\underline{Z}(t) = (u_y^*, u_z^*)^T$ 为 m 维量测向量,

$\underline{a}(\underline{x}, t) = (f_{11}, f_{12}, f_{16}, f_{21}, f_{22}, f_{26}, b_2, d_2, d_2)^T$ 为 n_z 维不确定参数向量, 系数阵

$$\begin{aligned} \underline{A} &= \begin{bmatrix} f_{11} & f_{12} & 0 & 0 & 0 & f_{16} & 0 \\ f_{21} & f_{22} & 0 & 0 & 0 & f_{26} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\underline{M}_T \\ 0 & 0 & f_{zs} & f_{zd} & f_{zs} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & f_{ds} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \underline{F}_T \end{bmatrix}, \quad \underline{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ b_2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ b_d \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \underline{D} = \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\ \underline{C} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & k_a & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$\underline{W}_z(t) = (\underline{w}_1, \underline{w}_2, \underline{w}_3, \underline{w}_4, \underline{w}_5, \underline{w}_6, \underline{w}_T^T)^T$, $\underline{V}(t) = (v_1, v_2)^T$ 都是正态白噪声向量, 而且

$$E \{ \underline{w}_2(t) \} = 0, \quad \text{Cov} \{ \underline{w}_2(t), \underline{w}_2(\tau) \} = \underline{Q}_{22}(t) \delta(t - \tau)$$

$$E \{ \underline{v}(t) \} = 0, \quad \text{Cov} \{ \underline{v}(t), \underline{v}(\tau) \} = \underline{R}(t) \delta(t - \tau)。$$

在式(7)中, 我们引进了状态噪声 $w_s(t)$ 其物理背景是一些不确定的随机量对状态的干扰象风和推力偏心干扰, 气动参数变化, 导弹法向加速度与 y_s 轴不平行等。至于取 $w_s(t)$ 为正态白噪声向量, 主要是为了数学上便于处理。显然式(7)为具有线性形式的非线性高斯不确定系统, 今后我们称其为广义线性高斯不确定系统。

仿照线性系统, 连续模型(7)的离散模型为

$$\left. \begin{aligned} \underline{X}(t_{k+1}) &= \underline{\phi}_x(t_{k+1}, t_k) \underline{X}(t_k) + \underline{B}(t_{k+1}, t_k) u^s(t_k) + \underline{D}(t_{k+1}, t_k) + \underline{W}_s(t_{k+1}, t_k) \\ \underline{Z}(t_{k+1}) &= \underline{C} \underline{X}(t_{k+1}) + v(t_{k+1}) \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

其中 $\underline{\phi}_x(t_{k+1}, t_k) = \sum_{i=0}^{\infty} A^i(a(x(t_k), t_k), t_k) \Delta t^i / i! \quad (\Delta t = t_{k+1} - t_k)$

$$\underline{B}(t_{k+1}, t_k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \underline{\phi}_x(t_{k+1}, \tau) \underline{B}(a(x(\tau), \tau), \tau) d\tau$$

$$\underline{D}(t_{k+1}, t_k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \underline{\phi}_x(t_{k+1}, \tau) \underline{D}(a(x(\tau), \tau), \tau) d\tau,$$

$$\underline{W}_s(t_{k+1}, t_k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \underline{\phi}_x(t_{k+1}, \tau) \underline{W}_s(\tau) d\tau.$$

从数学上讲, 上述离散化方法是不严格的。但从工程上讲, 这又是允许的。因为其本质是在很小的离散区间中, 用线性系统解逼近非线性系统解。

对于系统(7), 我们将采用自校正控制, 并将系统(7)看作可分离系统。这样, 我们将分别对系统(7)和系统(8)的确定性等价系统设计估计器和控制器。

§3 控制器

文献[6]指出, 如果制导系统工作得较好, 则视线沿弹道的转动很小, 即 $\cos q_s^*(t) \approx 1$ 这意味着, 在终端时刻 t_f , 图-1中与 y_s 轴相交的弹道几乎垂直于 y_s 轴, 即 $y_s(t_f)$ 约等于脱靶量。为此, 对于随机离散系统(8)的确定性等价系统

$$\left. \begin{aligned} \underline{X}(k+1) &= \underline{\phi}_x(k+1, k) \underline{X}(k) + \underline{B}(k) u(k) + \underline{D}(k) \\ \underline{Z}(k+1) &= \underline{C} \underline{X}(k+1) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

我们取性能指标为

$$J(\tilde{x}_s, \tilde{x}_d, k) = \sum_{i=1}^N \left[\tilde{x}_s^2(k+i) + r_{k+i} \tilde{x}_d^2(k+i) \right] \quad (10)$$

其中 $r_{k+i} \geq 0$; $\tilde{x}_s, \tilde{x}_d$ 为零控状态向量 $\tilde{x}$ 的第三、四个元素, 即偏差 $y_7(t)$ 和偏差变化率 $\dot{y}_7(t)$ 的零控状态。所谓零控状态 $\tilde{x}(k+n)$ 指

$$\tilde{x}(k+n) = \begin{cases} \underline{x}(k+1), & n=1 \\ \underline{\phi}_x(k+n, k+1) \underline{X}(k+1) + \sum_{i=1}^n \underline{\phi}_x(k+n, k+i) \underline{D}(k+i-1), & n=2, 3, \dots \end{cases}$$

其中 $\Phi_x(k+1, k+1) = I$, $\Phi_x(k+n, k+1) = \prod_{i=1}^{n-1} \Phi_x(k+i+1, k+i)$, $n=2, 3, \dots$ 。

由此可定义最优控制如下:

设控制 $u^*(k) \in D_u \triangleq \{u(k) \mid |u(k)| \leq d_u, k=0, 1, 2, \dots\}$, $X^*(k+1)$ ($1 \leq k \leq N$) 是系统(9)在控制 $u^*(k)$ 激励下的状态, 若 $X^*(k+1)$ 满足

$$J(x_3, x_4, k) = \min_{u \in D^u} J(\bar{x}_3, \bar{x}_4, k)$$

则 $u^*(k)$ 是系统(9)在时刻 k 的最优控制。

为减少最优控制的计算量, 我们假设在与现时刻性能指标有关的区间 $(k, k+N)$ 中, 系统(9)满足 $\Phi_x(k+i, k+i-1) = \Phi_x(k+j, k+j-1)$

$$D(k+i-1) = D(k+j-1) \quad (1 \leq i, j \leq N) \quad (11)$$

这样, 下列结论成立。(证明见附录二)

结论一, 在时刻 k 的最优控制为

$$u^*(k) = \begin{cases} -\frac{b}{c} & \left| -\frac{b}{c} \right| \leq d_u \\ -d_u \operatorname{sgn}(b) & \left| -\frac{b}{c} \right| > d_u \end{cases} \quad (12)$$

其中 $c = \sum_{i=1}^N \left\{ \left(\Phi_3^{i-1}(k+1, k) B(k) \right)^2 + r_{k+i} \left(\Phi_4^{i-1}(k+1, k) B(k) \right)^2 \right\}$

$$b = \sum_{i=1}^N \left\{ \left[\Phi_3^i(k+1, k) X(k) + \left(\sum_{j=1}^i \Phi_3^{i-j}(k+1, k) \right) D(k) \right] \Phi_3^{i-1}(k+1, k) B(k) \right. \\ \left. + r_{k+i} \left[\Phi_4^i(k+1, k) X(k) + \left(\sum_{j=1}^i \Phi_4^{i-j}(k+1, k) \right) D(k) \right] \Phi_4^{i-1}(k+1, k) B(k) \right\}$$

其中 $\Phi_3^i(k+1, k)$, $\Phi_4^i(k+1, k)$ 分别是 $\Phi_x^i(k+1, k)$ 的第三、四行。

结论二, 最优值具有如下性质

$$\begin{aligned} \min_{u(k) \in D_u} J(\bar{x}_3, \bar{x}_4, k) &= \min_{u(k)} J(\bar{x}_3, \bar{x}_4, k) \geq 0, & \left| -\frac{b}{c} \right| &\leq d_u \\ \min_{u(k) \in D_u} J(\bar{x}_3, \bar{x}_4, k) &> \min_{u(k)} J(\bar{x}_3, \bar{x}_4, k) \geq 0, & \left| -\frac{b}{c} \right| &> d_u \end{aligned} \quad (13)$$

对于指标(10)的参数, 我们建议这样取,

$$\begin{aligned} N &= N_0, & r_{k+i} &= 0 & (t_f - t_k) / \Delta t_c > N_0 \\ N &= \lfloor (t_f - t_k) / \Delta t_c \rfloor, & r_{k+i} &\neq 0 & (t_f - t_k) / \Delta t_c \leq N_0 \end{aligned} \quad (14)$$

其中 t_f 为终端时刻, Δt_c 为控制改变间隔, N_0 为最大求和区间长度, N_0 可取为弹体对单位强度 δ 脉冲的响应时间。之所以这样取 N_0 , 是因为 $t > t_{k+N_0}$ 时, 控制 $u(k)$ 对弹体的作用可忽

略。事实上, N_0 还可以减小。只要让 $\left| \frac{b}{c} \right| < d_0$ 即可。因为由式(13)知, 此时, 不等式约束下的最优值仍能等于无约束最优值。由式(10)(14)构成的性能指标, 我们称之为滑动可变量和指标。

同以往在拦截问题中采用的性能指标(1)

$$J_1 = x_0^2(t_f), \quad J_2 = x_0^2(t_f) + r \sum_{i=0}^{N_f-1} u_i^2, \quad (N_f \text{ 为终端时刻})$$

相比, 滑动可变量和指标有如下几个明显优点:

(1) 避免了求解两点边值问题; 而且在不等式约束下, 仍存在唯一的全局最优解析解(代数方程解)。

(2) 在导弹离目标较远时, 求和区间等长滑动, 指标反映了对导弹弹道的控制。由图—1知, 指标要求导弹贴着 x_0 轴飞行, 这与平行接近法的弹道吻合。在导弹接近目标时, 求和区间在不断缩小, 且右端点固定在终端时刻, 指标逐渐突出对脱靶量 $y_f(t_f)$ 的控制。

(3) 在导弹离目标较远时, 完成控制所需的外推步数少, 故外推误差和所需计算量也小。在导弹接近目标时, 外推步数逐渐接近零, 故假设(11)给控制带来的误差也逐渐减少到零。

(4) 在导弹接近目标时引进 r , 这反映了对弹道末段振荡的控制。这不仅有利于减小敏感区 * 的影响, 而且有利于提高估计器的估计精度。

§4 估计器

设参数模型为

$$\dot{\underline{a}}(t) = \underline{W}_s(t) \quad (15)$$

其中 $\underline{W}_s(t)$ 为 n_s 维高斯白噪声, 它满足

$$E \{ \underline{W}_s(t) \} = \underline{\mu}_{ws}(t), \quad \text{Cov} \{ \underline{W}_s(t), \underline{W}_s(t) \} = \underline{Q}_{ws}(t) \delta(t - \tau).$$

模型(15)与以往的参数模型(3)不同, 后者规定 $\underline{\mu}_{ws}(t) = 0$ 事实上, 模型不确定参数的变化往往包括已知的确定性分量, 而规定 $\underline{\mu}_{ws}(t) = 0$ 实际上是忽略了该已知信息, 这对参数辨识是很不利的。

将参数向量 $\underline{a}$ 看作状态, 即令

$$\underline{Y}(t) = \begin{bmatrix} \underline{a}(t) \\ \underline{x}(t) \end{bmatrix}, \quad \underline{W}(t) = \begin{bmatrix} \underline{W}_s(t) \\ \underline{W}_x(t) \end{bmatrix}, \quad \underline{f}[\underline{Y}(t), t] = \begin{bmatrix} 0 \\ \underline{A}(\underline{a}, t) \underline{X}(t) \underline{B}(\underline{a}, t) \underline{u}^* + \underline{D}(\underline{a}, t) \end{bmatrix}$$

合并式(7)(15), 则可得新系统

$$\begin{aligned} \dot{\underline{Y}}(t) &= \underline{f}[\underline{Y}(t), t] + \underline{W}(t) \\ \underline{Z}(t) &= [\underline{0} : \underline{C}] \underline{Y}(t) + \underline{V}(t) \end{aligned} \quad (16)$$

我们把系统(16)中的 $\underline{f}$ 在现时状态估计值 $\hat{\underline{Y}}(t_{k-1})$ 的附近展开成泰勒级数而取其线性项,

* 导弹临近目标时, 控制器因量测噪声过大而停止调整控制的距离。

得到扩展卡尔曼模型

$$\begin{aligned}\dot{\underline{Y}}(t) &= \underline{F} [\hat{\underline{Y}}(t_{k-1}), t_{k-1}] \underline{Y}(t) + \underline{U} [\hat{\underline{Y}}(t_{k-1}), t_{k-1}] + \underline{W}(t) \\ \underline{Z}(t) &= \underline{H} \underline{Y}(t) + \underline{V}(t)\end{aligned}\quad (17)$$

$$\begin{aligned}\text{其中 } \underline{F} [\hat{\underline{Y}}(t_{k-1}), t_{k-1}] &= \frac{\partial f}{\partial \underline{Y}^T} \bigg|_{\underline{Y}(t)=\hat{\underline{Y}}(t_{k-1})}, \underline{H} = [0 \mid C], \underline{E} \{ \underline{W}(t) \} = \underline{\mu}_w(t), \\ \text{Cov } \{ \underline{W}(t), \underline{W}(\tau) \} &= \underline{Q}(t) \delta(t-\tau), \underline{U} [\hat{\underline{Y}}(t_{k-1}), t_{k-1}] = f [\hat{\underline{Y}}(t_{k-1}), t_{k-1}] - \\ &\underline{F} [\hat{\underline{Y}}(t_{k-1}), t_{k-1}] \hat{\underline{Y}}(t_{k-1}), \underline{E} \{ \underline{V}(t) \} = 0, \text{Cov } \{ \underline{V}(t), \underline{V}(\tau) \} = \underline{R}(t) \delta(t-\tau),\end{aligned}$$

将式(17)离散化, 并利用离散卡尔曼滤波公式便可得 $\hat{\underline{Y}}(t_k)$ 。有关细节可参考文献。^{[4][7]}

估计器所需参数可这样确定: 先按某基准弹道确定 $\underline{Y}(t_0)$ 与 $\dot{\underline{a}}(t)$, 进而确定 $\underline{\mu}_w(t)$, 其中 $\underline{\mu}_{w1}(t) = \dot{\underline{a}}(t)$, $\underline{\mu}_{w2}(t) = 0$, 然后在各种情况下计算弹道及其相应的 $\underline{Y}$, $\underline{Y}$, $\underline{Z}$, 进而作统计计算, 确定出最初的 $\underline{R}(t)$, $\underline{Q}(t)$, $\underline{P}(t_0)$ 。以后在此基础上调整 $\underline{R}$ 、 $\underline{Q}$ 、 $\underline{P}$, 以使估计器的估计效果最好。在人们对统计量不太清楚的情况下, 上述方法的确是行之有效的办法。

至此, 我们可得到一种自校正调节器, 它是

$$\hat{u}(k) = \begin{cases} -\frac{\hat{b}}{\hat{c}} & \left| \frac{\hat{b}}{\hat{c}} \right| \leq d_s \\ -d_s \operatorname{sgn}(\hat{b}) & \left| \frac{\hat{b}}{\hat{c}} \right| > d_s \end{cases} \quad (18)$$

$$\text{其中 } \hat{c} = \sum_{i=1}^N \left\{ (\hat{\phi}_3^{i-1}(k+1, k) \hat{B}(k))^2 + r_{k+1} (\hat{\phi}_4^{i-1}(k+1, k) \hat{B}(k))^2 \right\}$$

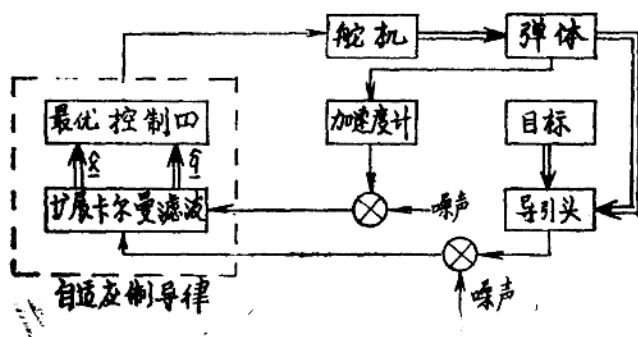
$$\begin{aligned}\hat{b} = \sum_{i=1}^N \left\{ \left[\hat{\phi}_3^{i-1}(k+1, k) \hat{X}(k) + \left[\sum_{j=1}^i \hat{\phi}_3^{j-1}(k+1, k) \right] \hat{D}(k) \right] \hat{\phi}_3^{i-1}(k+1, k) \hat{B}(k) + \right. \\ \left. + r_{k+1} \left[\hat{\phi}_4^{i-1}(k+1, k) \hat{X}(k) + \left[\sum_{j=1}^i \hat{\phi}_4^{j-1}(k+1, k) \right] \hat{D}(k) \right] \hat{\phi}_4^{i-1}(k+1, k) \hat{B}(k) \right\}\end{aligned}$$

$\hat{\phi}_3^i(k+1, k)$ 和 $\hat{\phi}_4^i(k+1, k)$ 分别是 $\hat{\phi}_2^i(k+1, k)$ 的第三、四行。

$$\hat{\phi}_2^i(k+1, k) = \hat{\phi}_2^i(t_{k+1}, t_k) = \sum_{i=0}^{\infty} A^i(\hat{a}(t_k), t_k) \Delta t^i / i!$$

$$\hat{B}(k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \hat{\phi}_x(t_{k+1}, \tau) B(\hat{a}(\tau), \tau) d\tau, \hat{D}(k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \hat{\phi}_x(t_{k+1}, \tau) D(\hat{a}(\tau), \tau) d\tau.$$

而 A 、 B 、 D 均为系统(7)的系数值, $\hat{a}$ 、 $\hat{x}$ 均为扩展卡尔曼估计器的输出。在拦截问题中, 自校正调节器(18)就被称为自适应制导律。(AGL——Adaptive Guidance Law)。采用 AGL 的导弹大同路控制系统的方框图如图—2所示。



§5 自适应制导律检验

其中状态 $\underline{X}(t) = (\omega, a_m, y, \dot{y}, u)^T$, 量测向量 $\underline{Z}(t) = (u^*, u_a^*)^T$, 不确定参数向量 $\underline{a} = (f_{1,1}, f_{1,2}, f_{1,4}, f_{2,1}, f_{2,2})^T$ 。

$Y(t_0) = (a^T(t_0) \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0)^T$, 其中

$$a(t_0) = \begin{bmatrix} -3.14505 - 0.02826t_0 \\ -0.6 \\ -5.61732 - 0.06777t_0 \\ 402.189 + 6.3125t_0 \\ -1.5997 - 0.00318t_0 \end{bmatrix}, \quad \mu_w(t) = \begin{bmatrix} \mu_{w1}(t) \\ 0 \end{bmatrix},$$

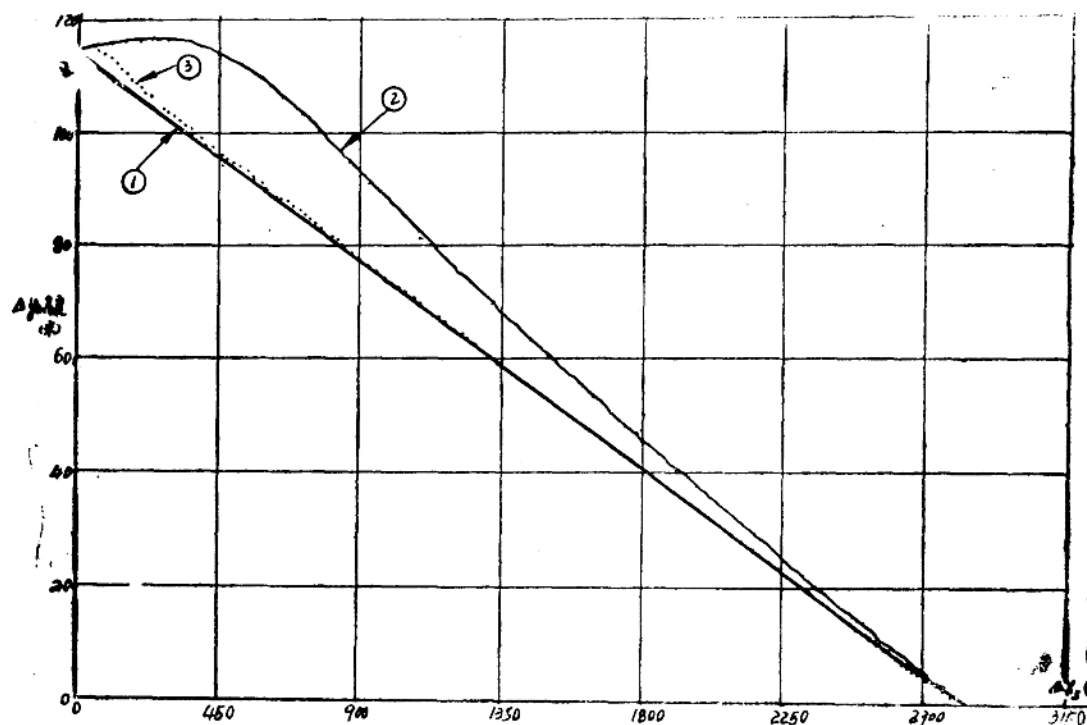
而 $\mu_{w1}(t) = \begin{cases} (-0.02826 \ 0 \ -0.0678 \ 6.3125 \ -0.00318)^T, & t \leq 20.0, \\ (0.18836 \ 0 \ 0.5094 \ -36.7 \ 0.0775)^T, & t \geq 20.0. \end{cases}$

随机最佳制导律是按文献^[13]提供的方法, 根据类似式(19)的模型设计的。该模型有关参数为 $f_{11} = -2.72$, $f_{12} = -0.6$, $f_{14} = -6.63$, $f_{21} = 496.88$, $f_{22} = -1.65$, 参数 d_1 , d_2 同上, 性能指标为 $J_1 = x_1^2(t_f)$, 卡尔曼滤波器的参数 R 同上。 $X(t_0) = 0$,

$$P(t_0) = \text{diag}(0.002, 0.0001, 0.0001, 500.0, 0.005)$$

$$Q(t_0) = \text{diag}(0.36, 60.0, 0.5, 25.0, 0.0001)$$

图—3给出了导弹在某典型情况下的弹道, 其中曲线①为按平行接近法制导的理想弹道, 曲线②是按AGL制导的弹道, 曲线③是按AGL制导, 但参数和状态的估计值用真值代替的弹道。



图—3 导弹弹道

根据经验, 我们选择了若干种典型情况, 对每种典型情况, 我们又作了25次Monte—Carlo仿真试验。表—1和表—2反映了仿真结果。

表—1 导弹最大法向加速度, 平均舵偏角和命中概率

制导率	干扰*	m_{max} (g)	δ (度)	命中概率(最大脱靶量 $R_{max} \leq C_0$ (米))					
				$C_0=0.5$	$C_0=1$	$C_0=2$	$C_0=4$	$C_0=6$	$C_0=8$
AGL	无	1.78	0.851	0.92	1.00				
	有	2.05	1.613	0.72	1.00				
OCGL	无	1.52	1.168	0.08	0.98	1.00			
	有	4.59	1.654	0.00	0.00	0.20	0.64	0.92	0.96

* 干扰指气动参数变化, 风和推力偏心干扰, 导引头陀螺漂移, 末制导初始状态散布, 导引头和加速度传感器量测噪声。

表—2 参数辨识相对误差均方值 $e_i = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \left[\frac{\hat{a}_i(i) - a_i(i)}{a_i(i)} \right]^2 100\%$

参数模型差异	参数	e_1 (%)	e_2 (%)	e_3 (%)	e_4 (%)	e_5 (%)
$\mu_{w_i}(t) \neq 0$		9.17	8.98	5.84	5.39	5.39
$\mu_{w_i}(t) = 0$		10.88	11.09	10.62	19.93	7.38

§6 结束语

本文提出了主动寻的导弹的自适应制导律, 文章的重点是今后若干年中能应用于实际战术导弹武器系统的自校正控制技术。对固定翼尾舵控制导弹的仿真表明, AGL 的性能比 OCGL 有明显提高, 尤其是抗干扰能力。另外表—2表明用模型(15)比文献^[3]的参数模型更合理。

自适应制导律目前面临的主要问题是计算量较大。对于5—状态5—参数的自校正调节器, 调整一次控制的计算量约为5800次乘法,^[4]而目前的国产微处理机尚略低于这个要求。另外, AGL 目前只适用于主动寻的导弹, 因为它也必须已知导弹与目标的相对距离和相对速度。

对于自适应制导律, 我们今后的研究课题是, 能否采用模型参考自适应控制技术, 能否采用最小二乘法等简单的估计方法和如何采用AGL来攻击顶装甲等。

参考文献

- [1] Price, C.F., Optimal Stochastic Guidance Laws for Tactical Missiles, AD-731714, 1971.
- [2] Price, C.F., Advanced Concepts for Guidance And Control of Tactical Missiles, AD762593, 1976.
- [3] Koenigsberg, W.D, Price, C.F., Adaptive Control with Explicit Parameter Identification for Tactical Missiles, AD735188, 1971.
- [4] 潘继勤, 自寻的导弹的自适应控制, 北京工业学院研究生论文, 1984.
- [5] 西北工业大学, 肩射式地空导弹控制系统, 1977.
- [6] Price, C.F., Adaptive Control and Guidance for Tactical Missiles, Vol. II, The Analytic Sciences Corporation, TR-170-1, 30 June, 1970.
- [7] 袁天鑫, 最佳估计原理, 国防工业出版社, 1979.

附录一 符号说明

- $A(a(x, t), t)$ ——控制对象数学模型的系数阵。
- $a(x, t)$ ——不确定参数向量。
- a_m ——导弹法向加速度, 单位: 米/秒²。
- $a_1(f_{11}), a_2(f_{12}), a_3(f_{13}), a_4(f_{21}), a_5(f_{22}), a_6(f_{23}), a_7(b_1), a_8(d_1), a_9(d_2)$ ——不确定参数, 它们单位分别是1/秒, 1/米, 1/秒²度, 米/秒², 1/秒, 米/秒²度, 米/秒², 1/秒², 米/秒²。
- AGL——自适应制导律。
- $B(a(x, t), t)$ ——控制对象数学模型的控制阵。
- b_i ——矩阵 B 的元素, 单位: 度/秒。
- C ——控制对象数学模型输出阵。
- C_x, C_y, C_z ——阻力系数, 升力导数和由舵偏角引起的升力导数。
- $D(a(x, t), t)$ ——重力干扰向量。
- d_0 ——控制约束。
- $F[\hat{Y}(t), t]$ ——扩展卡尔曼模型状态阵。
- F_T, M_T ——目标加速度模型的系数阵。
- $G(m)$ ——导弹重量(质量)。
- H ——扩展卡尔曼模型输出阵。
- I_x ——导弹绕 Ox_1 轴的转动惯量。
- $K_1 (K_1)$ ——加速度传感器增益(导引头电子放大器增益)。
- K_2 ——导引头进动线包增益 K_m 与导引头陀螺转动惯量 H 之比。
- K_3 ——舵机增益。
- L_{KF} ——特征长度。
- $m_x^a, m_x^{\omega}, m_x^{\delta}$ ——纵向静稳定度, 旋转导数, 舵偏角引起的旋转导数,