

文章编号: 1001-2486(2011)02-0106-07

BTT 导弹制导律研究综述*

沈林成¹, 彭双春¹, 牛轶峰¹, 孙未蒙², 潘亮¹

(1. 国防科技大学 机电工程与自动化学院, 湖南 长沙 410073; 2. 92854 部队, 广东 湛江 524009)

摘要:与 STT 导弹相比, BTT 导弹在气动效率、机动能力、控制性能等方面具有明显优势, 但其运动耦合特性也给传统研究框架下的制导律设计带来了挑战。本文针对 BTT 导弹制导律设计问题展开研究, 首先描述了 BTT 导弹制导基本问题, 分析了 BTT 导弹制导律设计的技术难点, 需要综合考虑运动耦合、多约束、目标机动、弹体动态效应等因素, 然后综述了国内外现代制导律设计的基本方法, 将其分为双通道解耦法、球坐标法、现代几何法等, 最后指出了 BTT 导弹制导律的进一步研究方向。

关键词: BTT 导弹; 制导律; 通道解耦; 球坐标法; 微分几何; 李群; 微分平坦

中图分类号: V448 **文献标识码:** A

A Survey on Guidance Laws for BTT Missiles

SHEN Lin-cheng¹, PENG Shuang-chun¹, NIU Yi-feng¹, SUN Wei-meng², PAN Liang¹

(1. College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Army 92854, Zhanjiang 524009, China)

Abstract: BTT(bank-to-turn) missiles have overwhelming advantages than STT(skid-to-turn) missiles in aerodynamic efficiency, maneuverability, controllability, and the like. However, traditional methods of guidance law designing for BTT missiles face many challenges due to its motion coupling characteristic. In this paper the researches in BTT missile guidance law designing were surveyed. In detail, the basic problem for BTT missile guidance was described firstly, and the difficulties in guidance law designing were analyzed, that is, the factors such as motion coupling, multi-constraints, target maneuver, dynamic effects of missile body, and so on, should be considered synthetically. Then the state of the art in BTT missile guidance law designing was discussed, which could be classified as channels decoupling method, sphere coordinate method and modern geometry method. Finally the further directions of BTT missile guidance law were proposed.

Key words: BTT missiles; guidance law; channels decoupling; spherical coordinate method; differential geometry; Lie-group; differential flatness

现代作战理念已完成了从“地毯式轰炸”向“外科手术式打击”的转变^[1]。精确打击已成为现代高技术局部战争的主要作战方式之一。美军在其纲领性文件《2020 联合设想》^[2]中指出, 在信息时代美军为掌握战争的主动权所必须具备的 4 种作战理念中, 第 2 项便是精确打击。而导弹在当前和未来战争中具有举足轻重的地位, 为了完成导弹对目标的精确打击任务, 需要进一步提高导弹命中精度, 甚至要求导弹与目标直接碰撞。由于制导精度是决定导弹命中精度的最重要因素之一, 于是人们把注意力集中到制导律研究上, 以降低制导误差作为提高导弹精度的重要技术途径。

导弹的控制方式可分为 STT(skid-to-turn)和

BTT(bank-to-turn)两种类型。STT 方式是指导弹在飞行过程中, 保持滚转角近似为零, 通过弹体侧滑来实现转弯或机动^[1]。作为一种传统的控制方式, STT 方式在中近程低速导弹中获得了广泛的应用。但对于快速、大机动、远程精确打击导弹, 由于气动阻力小、机动过载大, 通常要求导弹能够与冲压发动机特别是导弹两侧鄂下进气道冲压发动机协同工作, 以提高导弹速度, 增大导弹射程。这种导弹要求侧滑小, 甚至只允许正攻角飞行, 对于这种导弹, STT 方式难以满足要求, 只能通过 BTT 方式来实现^[3]。BTT 方式是指通过弹体的倾斜来实现转弯或机动, 即导弹在保证弹体侧滑角近似为零的前提下, 滚动通道快速将最大升力面

* 收稿日期: 2010-08-27

基金项目: 国家安全重大基础研究资助项目(6138101007); 国防科技大学博士研究生创新资助项目(B100303)

作者简介: 沈林成(1965—), 男, 教授, 博导。

转至机动所需方向,同时俯仰通道控制导弹在最大升力面内产生所需加速度,实现导弹的快速机动^[4-5]。相对于 SIT 方式,BIT 方式在气动效率、机动能力、控制性能、稳定性能以及命中精度等方面具有明显优势^[6-9],但由于滚转的存在,BIT 方式使得导弹-目标视线的俯仰和转弯两个通道间存在严重的交叉耦合^[10-11],这将给传统研究框架下的制导律设计带来较大难度。

制导律在导弹制导控制系统设计中占有重要地位,是实现精确制导的基础^[12]。本文围绕 BIT 导弹制导律设计进行了综述,系统地分析了 BIT 导弹制导律设计的基本问题;论述了国内外相关研究概况与存在问题;讨论了 BIT 导弹制导研究的发展方向。

1 BIT 导弹制导基本问题

如前所述,对于 BIT 导弹,在制导过程中,由于滚转的存在,通常面临俯仰和转弯通道间的强耦合作用^[10-11]。如图 1 所示,假设导弹 M 的空间速度矢量为 \boldsymbol{v} ,导弹-目标视线距离为 R ,目标 T 位于坐标系的原点 O 。按照传统的解耦方法^[13],以导弹-目标质心连线为基准,导弹在三维空间上的运动可以解耦成俯仰和转弯两个平面上的运动。

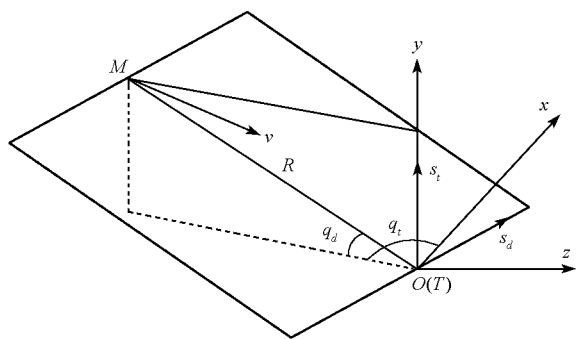


图 1 弹目几何关系示意图

Fig.1 Geometrical sketch of missile and target

图 1 中, q_d 和 q_t 分别为视线高低角和视线方位角, s_d 和 s_t 为单位矢量,分别垂直于 q_d 和 q_t 所在的平面。设 $\boldsymbol{\omega}$ 为导弹-目标视线角速度。根据角速度加法定理^[14],视线角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 可以表示为视线高低角速度和视线方位角速度的矢量和^[10,14],即

$$\boldsymbol{\omega} = \dot{q}_d \boldsymbol{s}_d + \dot{q}_t \boldsymbol{s}_t \quad (1)$$

对式(1)两边求导可得

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \ddot{q}_d \boldsymbol{s}_d + \ddot{q}_t \boldsymbol{s}_t + \dot{q}_d \dot{q} (\boldsymbol{s}_t \times \boldsymbol{s}_d) \quad (2)$$

式(2)中, $\ddot{q}_d \boldsymbol{s}_d$ 和 $\ddot{q}_t \boldsymbol{s}_t$ 分别为弹目视线在俯仰和转弯平面上的角加速度分量; $\dot{q}_d \dot{q} (\boldsymbol{s}_t \times \boldsymbol{s}_d)$ 为双通道

分解时由滚转引起的耦合项。对于 BIT 导弹,耦合项在式(2)中占有较大的比重,在制导律设计过程中不可简单忽略,否则将可能造成较大的制导误差^[14]。因此,解决 BIT 导弹制导问题,关键是恰当地描述导弹通道间的运动耦合关系^[15]。另外和一般制导律设计一样,在 BIT 导弹制导过程中还需要考虑能量消耗、目标运动、制导精度、机动能力和工程实现的复杂程度等因素。

2 BIT 导弹制导的技术难点

相对常见的制导律设计,根据 BIT 导弹自身的技术特点和作战要求,其制导律设计还需要综合考虑以下几个方面的因素:

(1) 运动耦合

BIT 导弹通道间的运动耦合是由其自身的技术特点所决定的。视线的俯仰和偏航通道存在着严重的交叉耦合,在大多数制导律的推导过程中,一般都假设导弹的姿控系统使得导弹稳定,视线的俯仰和偏航通道是解耦的;并且导弹与目标的运动方程在碰撞线附近线性化。显然在实际作战过程中,这种假设往往不成立^[10]。因此,就需要设计新型制导律来避免这种假设的不合理性。

(2) 多约束

随着精确制导武器的发展,在末制导阶段,多约束制导越来越为工程需要。所谓多约束是指^[1]:除要求导弹能够到达目标点之外,还要求具有指定的末端速度方向、末端加速度收敛、末制导阶段能量最小等约束条件。在现代精确制导理念中,单纯考虑落角限制是不够的,还应该进一步考虑入射方位角、攻角、弹体姿态、能力消耗等方面的约束控制条件。

(3) 目标机动

在制导律的研究中,目标机动会带来一系列相关问题^[16-17]。由于导弹系统实际上是一个受可用过载和探测能力约束的、有惯性的、调节能力有限的系统,目标机动时,要求导弹在俯仰和偏航通道上具有较大的加速度,而导弹的实际可用过载往往难以满足要求,从而间接导致脱靶。此外,机动目标会引起两类的不确定性问题:测量起源的不确定性和目标运动方式的不确定性^[18-19]。

(4) 弹体动态效应

在制导律研究过程中,通常忽略导弹的动态效应,将导弹作为瞬时反应质点。实际上,在制导过程中,导弹是一个高阶的、存在惯性和阻尼的复杂系统。如果考虑飞行器控制系统的动态特性,传统的最优制导参数不再是最优的^[20]。导弹系

统模型的不精确性,必然给制导带来误差;而考虑复杂的高阶导弹模型,又将给制导律设计带来困难。

3 国内外研究现状评述

制导律有经典制导律和现代制导律之分。建立在早期经典理论基础之上的制导律通常称为经典制导律,其中比例导引及其改进形式在实际中获得了广泛的应用^[21]。建立在现代控制理论和对策论基础之上的制导律通常称之为现代制导律。对于 BTT 导弹来说,其制导模型实质上是一个典型的时变不确定非线性系统,而经典制导律本质上是一种时不变定参数线性控制方法,因此以比例导引为代表的经典制导律难以满足 BTT 导弹制导的要求^[22],需要引入现代非线性控制理论(或对策论)对其开展研究。

按照描述方式的不同,现代制导律设计有两种基本方法^[1,12,23-24],即双通道解耦方法和球坐标方法。而随着制导律研究的不断深入,有些学者将李群、微分几何、微分平坦等现代几何理论引入制导律设计,形成了一类制导律设计的现代几何方法。

3.1 基于双通道解耦的制导律设计方法

双通道解耦方法是一种传统的制导律设计方法,即以导弹-目标视线为基准解耦成俯仰、转弯两个通道,制导律的设计分别在两个通道上进行,三维制导问题转化为两个二维制导问题^[24-25]。双通道解耦方法因其设计思想简单和工程可实现性强被广泛地采纳。

国外因为潘兴 II 等弹道导弹再入时精确制导的实际需求,对双通道解耦制导律的研究相对较早^[27-29]。Kim 等^[27]早在 1973 年就推导了一种具有落角约束形式的制导律。Kee 等^[26]针对一般飞行器中制导问题,为了实现对目标的快速打击,基于速度坐标系对导弹运动学模型进行分解,设计了一种时间次优的制导律。Lee、Ryoo、Kim 等^[30-32]推导了一类带落角控制的最优制导律,这类制导律考虑了系统的动态特性,能够减小脱靶量,避免终端加速度发散,有效控制终端弹体姿态。Lu 等^[33]针对高超声速导弹末制导问题,在通道解耦的基础上,分别基于自适应控制方法,设计了一种能够以特定方向对目标实施攻击的三维制导律。

国内经典的双通道解耦制导律设计是由陈克俊等^[13]在 1994 年前后完成的,针对高超声速再入飞行器末端攻击地面固定目标的问题,将三维空

间制导问题转化成俯冲平面和转弯平面上的最优控制问题,在两个平面上分别设计制导律,推导了一种线性最优的带落角控制的制导律。之后,陈克俊^[34]又设计了一种复合末制导方法,利用雷达导引头测量信息,构建观测器,估计并修正惯导系统给出的导弹再入飞行状态参数偏差,最终设计了具有终端位置和角度约束的制导律。连葆华等^[11]针对高速飞行器再入控制与制导问题,基于最优化理论和理想速度曲线相结合的方法,设计了能够满足制导精度、终端速度大小和方向约束的三维制导律。陈海东等^[35]设计了一种具有角度反馈形式的三维最优制导律。孙未蒙^[20]在陈克俊等的研究成果上,推导了零阶无时延系统的最优制导律参数。张汝川^[36]等针对解决我方导弹既能够规避敌方拦截导弹又能够准确命中海面机动目标的问题,提出了一种超声速反舰导弹自寻的主动螺旋变轨的三维导引设计方案。

对于传统的 STT 导弹,由于其滚动通道稳定且滚转角速率近似为零,其俯仰通道和转弯通道可以线性解耦,因而在双通道解耦方式下具有较高的制导精度。但是对于 BTT 导弹,弹体会绕弹轴高速旋转,这使得滚动为零的假设不再成立,两个通道之间存在耦合关系,这将给基于双通道解耦的制导律设计带来困难。从运动学原理来看,三维运动解耦为两个平面运动在运动自由度的拆分过程中会带来制导信息的损失^[12],这种设计思想缺少必要的理论支撑,只是一种工程化的手段。

3.2 基于球坐标系的制导律设计方法

球坐标方法^[23]是指在球坐标系中描述导弹-目标的相对运动,根据矢量关系生成三维形式的法向过载,从而完成制导律设计的一种方法。基于球坐标的方法能够避免通道解耦带来的问题,但是难以处理目标高机动和有末端速度方向约束的情况。在基于球坐标的设计中,导弹与目标的相对位置矢量被等效为球面上的一个元素。任何球面都可以认为是单位球面 S^2 按照一定幅度的扩张。所以在 S^2 上可以用最少的变量来描述相对位置矢量方向,这为制导律设计带来了便利;但是这种参数的简化使得制导律设计难以兼顾速度矢量的方向信息,从而难以实现满足终端角度约束的制导律。

Yuan 等^[37]基于球坐标设计了一种理想的比例导引方法。Tyan^[38]基于球坐标系提出了一种三维制导的统一方法。余文学等^[10]针对一般拦截情况,在球面坐标系下设计了非线性变结构鲁棒

制导律。史小平等^[39]在三维球坐标系下建立了导弹与目标的相对运动模型,针对大机动目标设计了一种基于零化导弹-目标视线角速度的三维自适应模糊变结构末制导律。Han等^[40]针对地面目标运动和估计误差,基于球坐标系设计了一种三维变结构制导律。这些方法虽然克服了解耦方法带来的信息损失,能够获得较小的脱靶量,但无法获得能够满足末端速度方向约束的制导律。

在现代精确制导理念中,导弹对目标实施打击时,不仅希望脱靶量最小,还希望以一定的方向攻击目标,从而使战斗部发挥最大的作战效能,取到最佳的毁伤效果。因此,基于球坐标方法直接设计不具有终端速度方向约束的制导律,难以满足 BITT 导弹作战的技战术需求。

3.3 基于现代几何理论的制导律设计方法

(1) 李群控制方法

李群是一类重要的微分流形,其不变性具有很强的几何结构特性,能够很好地描述物体在空间运动中的耦合关系^[48],而且利用李群、李代数等数学方法所得结果具有较明确的物理意义^[49],因此李群方法被广泛地应用于机器人控制和轨迹规划^[50]、量子控制^[51]、飞行器控制^[52]等具有强耦合非线性系统中。在李群制导律设计中,通常的做法是在 $SO(3)$ 空间中描述弹目相对运动,建立导弹在三维空间运动的矢量方程,然后利用李群结构设计 PD 反馈控制律,最终可以获得不进行通道解耦,且能够满足末端速度方向约束的三维制导律。

20 世纪 70 年代, Brockett 等^[53]开始将李群和李代数理论引入非线性控制理论,用于解决耦合控制问题。Walsh 等^[52]以飞机降落为背景,利用李群理论研究了飞机的转舵控制问题,但并没有把几何优化的结果与制导律设计联系起来。韩大鹏等^[12]利用李群方法获得了非解耦的三维制导律,该制导律能够满足终端速度方向要求,但制导律形式比较复杂,涉及许多矢量和矩阵计算。之后,韩大鹏^[54]在制导律设计过程中引入一个旋量,设计了一种相对简化的制导律。孙未蒙^[1]在其博士论文中,研究了一种适合 BITT 导弹的李群滑模制导律,遗憾的是未能完成在工程仿真平台上的验证。考虑到基于解耦方法所得制导律结构简单,可实现性强,而 $SO(3)$ 群具有很强的几何结构特性,能够更好地描述物体在空间运动中的耦合关系,彭双春等^[14]结合解耦方法和李群方法的优点,将导弹三维运动学模型分解成俯冲、转弯和耦合三项,俯冲和转弯两项在笛卡尔坐标系

下进行描述,耦合项则采用 $SO(3)$ 群进行描述,然后采用广义微分-比例控制方式设计了相应的制导律。该方法在保证信息完整性的基础上简化了制导律形式,但具体工程实现有待进一步研究。

(2) 微分几何方法

微分几何方法是在线性系统几何方法的状态空间概念基础上,引入微分几何的数学概念而发展起来的^[41]。基于微分几何方法的制导律设计以弹道曲线为研究对象^[42],通过设计弹道曲线的曲率和挠率来完成制导律的设计。由于微分几何方法以弧长 s 为独立参数,因此可以避免对剩余飞行时间的估计。剩余飞行时间通常由弹目视线距离除以接近速度得到,精度较差,而要获得准确的剩余飞行时间是非常困难的^[43],因此,依赖剩余飞行时间估计的制导律难以克服其估计误差带来制导精度降低的问题,而微分几何方法能够很好地避免该问题。

Chiou 和 Kuo^[44-45]基于微分几何方法,利用虚拟导弹指向速度向量的概念来解决三维制导律设计问题,但假定导弹速率和目标速率均为常数。张友安、胡云安等^[46-47]在此基础上,基于经典微分几何方法,设计了不需估计剩余飞行时间的二维/三维鲁棒制导律。但与球面坐标方法一样,虽然微分几何方法能够较好地描述导弹运动的空间位置变化,但这种描述方式并不能直接反映弹目视线方位的变化情况,因而在设计有终端角度约束的制导律时显得捉襟见肘^[42]。

(3) 微分平坦方法

微分平坦是由 Fliess 在 20 世纪 90 年代针对非线性系统提出的一个概念^[55],在分析系统结构以及进行二自由度控制器的设计中作用显著,对于各类机械系统,尤其是非完整系统的分析设计具有独特的优势。但目前还没有一种判断一个非线性系统是否具有微分平坦特性的通用方法,这也限制了微分平坦制导方法的发展。韩大鹏^[23]基于微分平坦理论研究了耦合条件下的三维制导问题,并将结果进一步推广到多约束制导律设计中,设计了满足末端速度方向约束三维制导律。

在上述基本方法的基础上,为了增强制导的鲁棒性,克服导弹飞行过程中目标机动、参数扰动和外界扰动的影响,有些学者基于变结构控制理论研究了滑模制导律^[56-58],有些学者基于 H_∞ 控制理论研究了非线性 H_∞ 制导律^[59];针对制导模型建模的失配问题,有些学者研究了模型参考自适应制导律^[60]。在此不赘述。

综上所述,双通道解耦方法易于工程实现,应

用于 SIT 导弹能够保持较高的制导精度,但难以克服 BTT 导弹由于解耦带来的制导信息损失。球坐标方法在描述方式上具有优势,能够避免解耦带来的问题,但难以应用于终端角度约束情况。基于现代几何理论的非线性制导方法在理论上要优于双通道解耦方法和球面坐标方法,但这些制导律存在形式复杂、所需信息多等缺点,在工程实现上存在一定难度。目前,这些非线性制导方法的研究还处于初步阶段,随着制导方法研究的不断深入,针对高速大机动 BTT 导弹制导问题,设计考虑运动耦合的制导律是制导方法研究的关键,利用非线性控制领域的研究成果对此展开研究已成为 BTT 导弹制导律研究的一个重要方向。

4 进一步研究

BTT 导弹制导律研究,在国内还处于起步阶段。在强耦合条件下,要完成 BTT 导弹对目标的精确打击任务,目前还缺乏理论完备且能够工程实现的支撑技术。本文认为,BTT 导弹制导律需要进一步研究的内容有以下 5 点。

(1) 考虑运动耦合的 BTT 导弹制导方法研究。

针对 BTT 导弹制导过程中的通道耦合问题,李群的不变性具有很强的几何结构特性,能够很好地描述这种耦合关系,因此可以基于李群理论对 BTT 导弹制导方法进行研究。但同时纯粹的李群方法存在结构复杂、所需信息量多等缺点,因而有必要结合解耦方法、微分几何方法、球面坐标方法等展开研究。针对 BTT 导弹制导问题,彭双春等基于李群方法,分别结合解耦方法^[14]和微分几何方法^[42]进行了三维制导律设计,取得了较好的效果,但这项研究尚处于初步阶段,在制导稳定性、鲁棒性等许多方面需要探讨。

(2) 多约束条件下的制导参数优化研究。

一方面,BTT 导弹制导通常需要参数最佳的制导性能,如脱靶量最小、能量最省、时间最短等。另一方面,在多约束条件下,如何实现制导参数的优化是 BTT 导弹制导的重要问题。因为在落角、入射方位角、过载等约束条件下,BTT 导弹的弹道特性对制导参数相对敏感,为了保证制导过程中弹道平稳、光滑,需要选择经过参数优化的制导律。基于通道解耦的设计,利用最优控制理论能够方便地求得最优制导律,但解耦的过程会损失一部分信息,而基于李群等非线性理论的方法能够保证信息完整性,并且一般能够设计满足终端约束的制导律,但如何进行制导参数的整定,有待

进一步深入研究。

(3) 针对机动目标的观测器设计与目标运动建模。

在目标运动时,观测器设计的好坏将直接影响到制导律的实际制导精度。因此针对 BTT 导弹制导的实际情况,设计观测器和滤波器将具有重要的理论和工程价值。在目标机动时,若能够采用合适的理论方法,对目标机动实施建模,将有助于在目标机动参数未知条件下提高制导精度。

(4) 制导与控制一体化研究。

一直以来,制导与控制一体化是导弹系统研究的热点问题,Zhurba^[61]验证了制导姿控一体化设计对拦截高机动目标的优越性。韩大鹏^[24]阐述了飞行器控制中空间轨迹与空间姿态控制的关系:飞行器的位形空间就是任务空间 $SE(3)$,对其进行控制的基本要求是可以捕获目标,同时需要兼顾飞行器的姿态控制。基于测量信息实时生成质心的期望轨迹,保证飞行器逐渐接近目标,是制导律需要完成的任务;而姿态控制器则实现制导律要求的期望加速度,完成控制任务。如果能够建立导弹制导控制的整体模型,以舵偏角为输入,以飞行轨迹为输出,设计统一的制导控制律,将引起飞行器制导控制领域的革新。

(5) 非线性制导律的工程实现研究。

基于非线性控制理论虽然能够从理论上解决 BTT 导弹制导的基本问题,但形式比较复杂,在弹载计算机上实现数值计算有一定的难度;BTT 导弹制导系统是一个典型的非线性时变不确定性系统。实际控制系统中存在着大量的不确定因素:一是目标信息测量和估计受到环境噪声等一些不确定因素的干扰,例如目标反射或辐射信号的起伏变化、杂波、虚警和相邻目标的干扰;弹载导引头、惯导上的电子设备不可避免地存在噪声和仪器测量误差。二是对于实际的 BTT 导弹,由于在空中飞行的复杂性^[62],例如复杂的流场影响、外部环境差异、热效应等,会导致飞行中空气动力的变化,使得系统参数存在不确定性,此外,气动力预估的不准确性,导弹质心、惯性力矩的偏差,发动机的抖振,以及制导控制系统各环节的时延特性,这些因素在制导律设计过程中难以建模,可能会引起制导模型失配问题^[63]。在工程实现时,如果不考虑这些因素,最终得到的制导律有可能导致制导精度下降,甚至无法保证制导控制系统的稳定性。

5 结束语

BTT 导弹制导律研究是一个富有挑战性的课

题,提高制导精度和保证制导稳定性是 BITT 导弹制导律研究的永恒追求目标。本文分析了 BITT 导弹制导的基本问题,探讨了 BITT 导弹制导律设计的技术难点,对国内外相关研究现状进行了分析与评述,提出了下一步研究的方向和问题。本文的工作,对于研究 BITT 导弹运动耦合情况下的制导问题具有较强的参考意义。

参考文献:

- [1] 孙未蒙. 空地制导武器多约束条件下的制导律设计[D]. 长沙:国防科技大学, 2008.
- [2] Shelton H H. Joint Vision 2020[R]. US Government Printing Office, Washington DC: Director for Strategic Plans and Policy, J5; Strategy Division, 2002.
- [3] 王锡泉. 远程空空导弹 BITT 精确控制问题[J]. 航空兵器, 2003(5): 1-4.
- [4] 叶振信, 傅维贤, 王万军, 等. 战术导弹 BITT 控制技术发展综述[J]. 航天控制, 2009, 27(5):106-111.
- [5] 张靖男, 赵兴锋, 郑志强. BITT 导弹的发展现状与趋势[J]. 飞航导弹, 2006(10): 37-43.
- [6] Riedel F W. Bank-to-turn Control Technology Survey for Homing Missiles[R]. National Aeronautics and Space Administration, NASA Contractor Report 3325, 1980.
- [7] Reichert R T. Homing Performance Comparison of Selected Airframe Configurations Using Skid-to-turn and Bank-to-turn Steering Policies[R]. National Aeronautics and Space Administration, 1981.
- [8] McGehee R M. Bank-to-turn Technology[R]. Air Force Armament Laboratory, Eglin, AFB, FL 79-1752.
- [9] Caughlin D, Bullock T. Bank-to-turn Control[C]//Proc of American Control Conference, 6-8 June, 1984: 1406-1407.
- [10] 余文学, 周凤岐. 三维非线性变结构寻的制导律[J]. 宇航学报, 2004, 25(6): 681-685.
- [11] 连葆华, 崔平远, 崔祐涛. 高速再入飞行器的制导与控制系统设计[J]. 航空学报, 2002, 23(2): 115-119.
- [12] 韩大鹏, 孙未蒙, 郑志强, 等. 一种基于李群方法的新型三维制导律设计[J]. 航空学报, 2009, 30(3): 468-475.
- [13] 陈克俊, 赵汉元. 一种适用于攻击地面固定目标的最优再入机动制导律[J]. 宇航学报, 1994, 15(1): 1-7.
- [14] 彭双春, 孙未蒙, 王楠, 等. 考虑运动耦合的 BITT 导弹三维制导律设计[J]. 航空学报, 2010, 31(5):968-974.
- [15] Froning H D, Gieseck D L. "Bank-to-turn steering" for Highly Maneuverable Missiles [C]//AIAA Guidance and Control Conference, Biscayne, Florida, Aug 20-22, 1973: 73-860.
- [16] Jeon I S, Lee J I, Tahn M J. Impact-time-control Guidance Law for Anti-ship Missiles[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(2): 260-266.
- [17] Rubinovich E, Miller B, Emel'yanov D. Advanced Guidance Law Design Based on the Information-set Concept[R]. Russian Academy of Sciences Moscow Inst of Control Sciences, ADA389553, 2002: 44.
- [18] Oshman Y. A LOS Rate Estimation Method for Bank-to-turn Missiles[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2008, 44(4): 1599-1608.
- [19] 罗笑冰. 强机动目标跟踪技术研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2007.
- [20] 孙未蒙, 郑志强. 多约束条件下对地攻击的最优制导律[J]. 兵工学报, 2008, 29(5): 567-572.
- [21] Kim B S, Lee J G, Han H S. Biased PNG Law for Impact with Angular Constraint [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(1): 277-288.
- [22] Lee J G, Han H S, Kim Y J. Guidance Performance Analysis of Bank-to-turn (BITT) Missiles[C]//Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications. 1999, 8:991-996.
- [23] 韩大鹏, 孙未蒙, 郑志强, 等. 基于微分平坦方法的三维制导律设计[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1798-1803.
- [24] 韩大鹏. 基于四元数代数和李群框架的任务空间控制方法研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2008.
- [25] Ha I J, Chong S. Design of a CLOS Guidance Law via Feedback Linearization [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1992, 28(1):51-63.
- [26] Kee P E, Dong L, Siong C J. Near Optimal Midcourse Guidance Law for Flight Vehicle [C]//36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 1998.
- [27] Kim M, Grider K V. Terminal Guidance for Impact Attitude Angle Constrained Flight Trajectories[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973. AES-9(6): 852-859.
- [28] York R J, Pastrick H L. Optimal Terminal Guidance with Constraints at Final Time[R]. Guidance and Control Conference, San Diego, Calif, Proceedings, AIAA 1976-1916, 1976: 42-46.
- [29] Stallard D V. Optimal Missile Guidance for Low Miss and Perpendicular Impact [R]. Guidance and Control Conference, Boulder, Colo, Collection of Technical Papers, United States, AIAA 1979-1734, 1979: 294-305.
- [30] Ryoo C K, Cho H J, Tahn M J. Closed-form Solutions of Optimal Guidance with Terminal Impact Angle Constraint[R]. Proceedings of 2003 IEEE Conference on Control Applications, CCA 2003, IEEE 0-7803-7729-X/03, 2003: 504-509.
- [31] Lee Y I, Ryoo C K, Kim E. Optimal Guidance with Constraints on Impact Angle and Terminal Acceleration[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Austin, TX, 2003.
- [32] Ryoo C K, Cho H J, Tahn M J. Time-to-go Weighted Optimal Guidance with Impact Angle Constraints[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(3): 483-492.
- [33] Lu P, Chavez F R. Nonlinear Optimal Guidance[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit Keystone, Colorado, 2006.
- [34] 陈克俊, 胡建学, 赵兴锋. 基于惯导和雷达导引头的再入复合末制导方法研究[J]. 现代防御技术, 2002, 30(4): 32-34.
- [35] 陈海东, 余梦伦, 董利强. 具有终端角度约束的机动再入飞行器的最优制导律[J]. 航天控制, 2002(1): 6-11.
- [36] 张汝川, 顾文锦, 赵红超. 基于主动螺旋变轨的三维末制导律研究[J]. 兵工学报, 2009, 30(6): 720-726.
- [37] Yuan P J, Chern J S. Ideal Proportional Navigation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(5): 1161-1165.

- [38] Tyan F. An Unified Approach to Missile Guidance Laws: a 3D Extension[C]//Proceedings of the American Control Conference. 2002: 1711 – 1716.
- [39] 史小平, 常莹莹. 非线性三维自适应模糊变结构制导规律的研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(6): 2171 – 2175.
- [40] Han Y H, Xu B. Variable Structure Guidance Law for Attacking Surface Maneuver Targets [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2008, 19(2): 337 – 341.
- [41] 张友安, 胡云安. 导弹控制和制导的非线性设计方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003
- [42] 彭双春, 潘亮, 韩大鹏, 等. 一种新型三维制导律设计的非线性方法[J]. 航空学报, 2010, 31(10): 2018 – 2025.
- [43] Cho H, Ryoo C K. Closed-form Optimal Guidance Law for Missiles of Time-varying Velocity [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1996, 19(5): 1017 – 1022.
- [44] Chiou Y C, Kuo C Y. Geometric Approach to Three-dimensional Missile Guidance Problem[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1998, 21(2): 335 – 341.
- [45] Kuo C Y, Chiou Y C. Geometric Analysis of Missiles Guidance Command[J]. IEE Proc. Control Theory and Applications, 2000, 147(2): 205 – 211.
- [46] 张友安, 胡云安, 林涛. 导弹制导的鲁棒几何方法[J]. 控制理论与应用. 2003, 20(1): 13 – 16.
- [47] 张友安, 胡云安, 苏身榜. 三维制导的几何方法与鲁棒控制方法[J]. 航空学报. 2002, 23(1): 88 – 90.
- [48] Morin P, Samson C. Practical Stabilization of Driftless Systems on Lie Groups: The Transverse Function Approach [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2003, 48(9): 1496 – 1508.
- [49] Crouch P, Leite F S. The Dynamic Interpolation Problem: On Riemannian Manifolds, Lie Groups, and Symmetric Spaces[J]. Journal of Dynamical and Control Systems, 1995, 1(2): 177 – 202.
- [50] Kelly S D. The Mechanics and Control of Robotic Locomotion with Applications to Aquatic Vehicles [D]. Pasadena, California, USA: California Institute of Technology, 1998.
- [51] Schirmer S G. Quantum Control Using Lie Group Decompositions [C]//Proceeding of the 40th IEEE Conference on Decision and Control, Orlando, Florida USA, 2001.
- [52] Walsh G C, Montgomery R, Sastry S S. Optimal Path Planning On Matrix Lie Group[C]//Proceedings of The 33rd Conference on Decision and Control, Lake Buena Vista, USA, 1994.
- [53] Brockett R W. System Theory on Group Manifolds and Coset Spaces[J]. SIAM J of Control, 1972, 10(2): 265 – 284.
- [54] 韩大鹏, 韦庆, 杨乐平, 等. 任务空间实时轨迹规划的旋量方法[J]. 机器人, 2008, 30(7): 304 – 310.
- [55] Fliess M. Flatness and Defect of Nonlinear Systems: Introductory Theory and Examples[J]. International Journal of Control, 1995, 61(6): 1327 – 1361.
- [56] 孙未蒙, 郑志强. 一种多约束条件下的三维变结构制导律[J]. 宇航学报, 2007, 28(2): 344 – 349.
- [57] Xu Y R, Yu J Y, Yuan Y M, et al. Adaptive Fuzzy Sliding-mode Controller for BTT Missile[C]//2004 8th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision. 2004, 12: 1222 – 1226.
- [58] Zhou D, Mu C D, Xu W L. Fuzzy Adaptive Variable Structure Guidance for Space Interception [J]. Tsinghua Science and Technology, 1999, 4(4): 1610 – 1614.
- [59] Chen H Y, Yang C D. Three-dimensional Nonlinear H_∞ Guidance Law with Maneuvering Targets[C]//Proceedings of the 14th Triennial World Congress. Beijing, 1999, E: 417 – 422.
- [60] Sun W M, Zheng Z Q, Han D P, et al. A Model Reference Adaptive Variable Structure Controller for Reconfigurable Flight Control Systems [C]//17th IFAC World Congress (IFAC WC 2008), Seoul, Korea.
- [61] Zhurbal A, Idan M. Effect of Estimation on the Performance of an Integrated Missile Guidance and Control System[C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, AIAA – 2008 – 7458, 2008.
- [62] 肖业伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 1 – 72.
- [63] Hensch M J. 战术导弹空气动力学(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1999: 32 – 69, 100 – 110.