

终端约束条件下末端制导律研究综述

李庆春[†], 张文生, 韩 刚

(中国科学院自动化研究所, 北京 100190)

摘要: 现代战场环境的日益复杂化和激烈化, 多约束条件下制导律的设计成为研究热点. 本文首先介绍了末端制导律的研究背景和研究意义, 概述了由于环境的复杂, 目标的高机动性, 及飞行器运动的非线性、强耦合性和多时变性等因素带来制导律设计上的困难. 然后对具有多终端约束条件下末端制导律的设计方法进行分类, 将其分为单终端约束制导律和多终端约束制导律, 并对具有终端角度、弹着时间、和终端速度的某一种或几种约束的制导律方法进行归纳总结. 最后对下面4种末端制导律的发展趋势进行了展望: 三维制导律、制导控制一体化、多飞行器协同制导和多模复合末制导.

关键词: 制导律; 终端角度约束; 弹着时间约束; 滑模控制; 一体化制导控制

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Review of terminal guidance law with terminal constraints

LI Qing-chun[†], ZHANG Wen-sheng, HAN Gang

(Institute of Automation, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China)

Abstract: With the increasing complexity of battlefield and the intensification in modern war, the guidance law with multiple constraints has drawn more and more extensive attention recently. First, we introduce the research background and the significance of terminal guidance law, and outline the complex environments, high maneuvering targets, and the strong nonlinear coupling as well as the time-varying motion, which cause difficulties in designing the guidance law with multiple constraints. Then, a classification of guidance law with terminal constraints is made. It is classified in two categories: one is the single terminal constraint guidance law and the other is the multiple terminal guidance law. The guidance law methods with one or more terminal constraints such as impact angle, impact time and terminal velocity are summarized. The research key technologies for the terminal guidance law are also summarized and elaborated. Finally, we address four future directions of terminal guidance law, which are three dimensional guidance law, integrated guidance law for control and guidance, and the cooperative guidance law for multiple flight vehicles and multimodal compound terminal guidance.

Key words: guidance law; impact angle constraint; impact time constraint; sliding mode control; integrated guidance and control

1 引言(Introduction)

光电干扰技术及隐身技术的快速发展, 加之制导武器具有高速、高机动性运动的特点, 复杂环境多约束条件下末端制导控制成为研究热点.

通常地, 飞行器的末端制导系统分为两部分: 即导引系统和控制系统. 导引系统主要用来测定飞行器相对于目标的飞行信息, 并根据制导律形成引导指令, 然后把引导指令送至控制系统. 控制系统用来响应导引系统传送来的信号, 产生一定的作用力从而使飞行器改变运动姿态, 从而按照特定的飞行弹道运动. 影响末端制导系统精度的因素有多个方面, 如飞行器本

身的机动特性、控制系统的惯性、敏感元器件的测量误差、目标的不确定性以及环境的复杂性等. 由于制导律对导引指令的形成有直接影响, 因而制导律的设计在末端制导控制系统中具有重要作用. 在复杂环境多约束条件下末端制导律的设计中, 涉及的关键技术有环境建模、目标特性建模、飞行器运动学建模、导引方法的设计等. 由于环境的复杂、目标的高机动性、飞行器运动的非线性、强耦合、多时变等因素, 给飞行器末端制导律的设计带来许多困难. 在具有多约束条件的末端制导律设计中, 对不确定性、外界干扰、测量噪声等因素更加敏感, 系统参数摄动对系统鲁棒性具

收稿日期: 2014-11-02; 录用日期: 2016-01-04.

[†]通信作者. E-mail: li.qchun@163.com; Tel.: +86 10-82544767.

本文责任编辑: 胡跃明.

国家自然科学基金项目(61472423, 61304224, 61305018), 国家装备预研项目(51301010206)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61472423, 61304224, 61305018) and National Advanced Research Project of China (51301010206).

有更大影响. 为此, 在考虑各干扰因素构成的复合扰动影响及终端约束条件下, 对多约束条件下的末端制导律设计提出了更高的要求, 不但需要满足终端约束条件下的高精度制导的需要, 而且需要很强的鲁棒性和抗干扰性. 因此, 在复杂环境下寻求高精度、高抗干扰性的末端制导律具有重要的理论意义和广泛的应用前景.

当今, 制导武器的机动性能和制导精度大幅提高, 仅有脱靶量要求的制导已经不能满足现代战争的要求, 研究制导武器在复杂环境多终端约束条件下的制导成为精确制导研究的重要方向.

2 终端约束条件下制导律研究现状(Methods for the guidance law with multiple constraints)

在制导武器攻击目标时, 研究具有多终端约束条件下的精确制导以实现精确高效打击, 其中多终端约束条件主要有脱靶量, 弹着时间, 角度和速度等. 具有多终端约束的末制导律方法不但可以解决飞行器突防时机动及限速等方面的要求, 还可以满足现代制导武器精确化、多任务、高效性等要求, 从而实现精确制导^[1]. 国内外对多约束条件下制导律的研究, 主要集中在对终端约束(脱靶量、弹着时间、末端角度和速度)的某一种或某几种约束条件进行研究. 在制导律的设计中, 脱靶量约束作为制导律设计的基本约束, 认为除脱靶量约束之外的某一终端约束的制导律称之为单终端约束制导律, 同样除脱靶量之外的几种终端约束组合的制导律称之为多终端约束制导律. 下面分别对单终端约束制导律和多终端约束制导律进行归纳总结.

2.1 单终端约束制导律(Single terminal constraint guidance law)

2.1.1 终端角度约束(Terminal angle constraint)

多约束条件下制导的主要目的使飞行器末端在满足脱靶量为零的情况下, 为获得更好的打击效果, 要求飞行器以某种角度命中目标, 以充分发挥战斗部效能. 因此, 在对飞行器进行制导律设计时, 需要考虑具有终端角度约束的情形, 如图1所示.

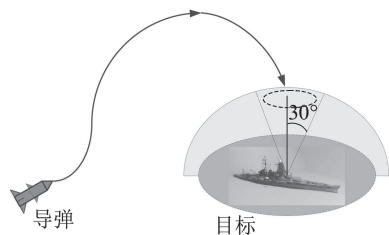


图1 终端角度约束示意图

Fig. 1 The schematic diagram of terminal angle constraint

Kim等(1973年)在研究机动弹头制导时充分考虑

落角约束的问题, 首次提出了次最优的末端制导律方法, 该方法可以满足脱靶量和终端落角的约束^[2]. 带终端角度约束的制导律经过众多学者四十余年的研究, 取得了一系列研究成果.

在具有终端角度约束的末端制导律设计中, 应用最多为最优控制和变结构控制思想. 其中, 研究最为广泛的是最优制导律方法, 其思想是将具有终端角度约束的末端制导律设计问题转化为最优控制问题, 经过合理的假设和简化, 从而得到一显式制导方程^[3-4]. 在此基础上, 通过增加角速度约束、加速度变化率约束和能量消耗最少约束等其他条件, 准最优制导律方法有了新的突破^[5-6]. 虽然最优制导律方法可以按照不同的约束条件建立数学模型, 但是由于飞行器在飞行过程中受外界扰动、测量误差及目标的高机动性等因素的影响, 使建立的数学模型存在较大误差, 使得制导精度大大降低.

由于滑模变结构控制对系统参数摄动的不变性和外部扰动的鲁棒性, 变结构制导律方法得到了快速发展, 其思想是通过选取合理的滑模面开关项, 使得飞行器与目标交汇时达到滑模平面附近^[7-10]. 以刘永善等人^[10]提出的带终端角度约束的变结构制导律方法为例, 该制导律需要满足脱靶量和终端角度的约束条件, 选取合理的滑模面函数为

$$s = q + \frac{\lambda}{r}(q - \theta_d), \quad (1)$$

式中: q 为视线角, θ_d 为期望落角, λ 为角误差项系数, 且有 $\lambda > 0$. 当 $s = 0$ 时, 系统处在滑模运动状态上, $q \geq 0$, $q = \theta_d$, 由此保证系统在满足脱靶量约束的条件下满足落角的要求. 当有外界扰动存在时, 基于变结构制导律方法的制导性能优于最优制导律方法.

结合最优制导方法和变结构制导方法, 胡正东等^[11]设计了一种带落角约束的再入机动弹头的复合导引律, 该导引律在最优导引律的基础上引入滑模变结构控制, 增强导引律的鲁棒性. 为减少控制量的抖振和能量消耗, Q. Li 等^[12-13]将滑模变结构控制和小波神经网络(wavelet neural networks, WNN)、自适应神经模糊推理系统(adaptive network-based fuzzy inference system, ANFIS)结合起来, 设计了复合导引律, 削弱了滑模变结构控制存在的高频抖振问题, 并且系统在有扰动存在的情况下可以有很高的制导精度.

另外, Manchester等^[14]设计了带角度约束的循环迭代比例导引律方法, 其思想是将有限时间的非线性约束问题变为等效的无限时间线性规划问题, 考虑飞行器与目标交汇的角度约束, 推导出制导律, 从而满足终端脱靶量和终端角度误差为零. 在比例导引律的基础上, Hu 等^[15]结合自适应控制理论, 设计了一种带角度约束的三维自适应比例导引律, 该导引律通过自适应调整导引系数, 不但可以满足落角的要求, 而且可以增强了系统的稳定性, 实现了三维垂直攻击目标.

Das等^[16]推导出了模型预测广义加速度制导律方法, 该方法利用模型预测控制理论实时调整制导参数, 针对静止目标表现出良好的制导性能。

前面介绍了几类关于带角度约束的制导律方法, 为更加直观的认识各种制导律方法的特性, 对它们的优缺点进行对比分析, 如表1所示。

表 1 终端角度约束下的制导律方法对比

Table 1 The comparison of different guidance laws with terminal impact angle constraint

导引律	优点	缺点
最优导引律 ^[17]	不受终端约束条件的限制, 理想情况下具有良好制导性能	对假设和简化依赖性强, 鲁棒性差
变结构导引律 ^[18]	无需进行假设和简化, 鲁棒性强	制导参数难以选择, 容易发生抖振
复合导引律 ^[19]	结合多种导引律的优点, 鲁棒性强, 稳定性好	设计复杂, 难以工程应用
自适应比例导引律 ^[20]	无需进行假设和简化, 鲁棒性强	导引系数的变化对制导性能有较大影响

为了增强制导武器对目标的打击强度, 末端制导律设计需要满足终端角度约束条件^[21], 同时还应考虑制导过程中存在的各种干扰(如模型不确定性、系统测量误差、运动的强耦合性、目标的高机动性)影响。为此, 在对制导武器的控制系统进行设计时, 如何准确快速的跟踪制导指令值和运动姿态角的期望值并可以精准改变飞行器的运动姿态, 是控制系统设计需要解决的关键技术问题。

2.1.2 终端速度约束(Terminal velocity constraint)

在对飞行器的制导律设计时, 有时需要考虑其终端速度约束问题。对再入飞行器而言, 往往需要在末端进行减速, 以实现平稳着陆或与目标的平稳交汇对接; 对制导武器而言, 通常希望在终端获得更高的速度, 以增强对目标的毁伤程度。在末端制导律的设计上, 具有终端速度控制的问题仍处在探索摸索阶段。

赵汉元^[22]运用最优控制理论方法, 以落速最大作为性能指标, 选取攻角、侧滑角、倾侧角作为控制量, 推导出再入机动弹道落速最大的数学模型, 是带终端速度约束的重要制导律方法。该方法通过增大攻角, 以此产生附加诱导阻力, 从而使飞行器减速, 但该方法容易造成一定的落点偏差。为克服这一落点偏差问题, 孙未蒙^[1]采用一种梯度自适应下降法, 建立飞行器所需附加切向加速度, 表示为

$$\begin{cases} \frac{dA}{dt}|_{t=t_0} = \langle \nabla g(A(t_0)), v \rangle = \lambda, \\ A(T_g) = 0, \end{cases} \quad (2)$$

式中 $\nabla g(A(t_0))$ 是弹道曲线在 $A(t_0)$ 点沿速度 v 方向的梯度向量, 根据气动关系, 可以得出飞行器的附加攻角。

在文献^[22]研究的基础上, 何素娟等^[23]研究了使飞行器终端速度最大的制导律方法, 将终端速度约束问题转化成最优控制问题, 根据最小值原理选取合适控制变量, 具有良好的制导性能。周浩等^[24]

针对空地导弹设计了具有终端速度约束的最大射程弹道方案, 该方案采用了优化初始航迹角的方法, 选取迎角作为控制量, 进而得到具有终端速度约束的制导律方法。其中, 采用一种三次B样条函数来描述迎角的控制规律, 表示为

$$A = \sum_{j=0}^{n+2} c_j \Omega_3\left(\frac{t-t_{j-1}}{h}\right), \quad (3)$$

式中: Ω_3 为三次B样条, c_j 为系数, h 为高度。只需给定采样点 A_i 的数据, 便可以得出迎角规律, 从而求得可行弹道。

此外, 李佳峰等^[25]利用最优控制方法, 选取终端速度最大作为目标函数, 从而建立最优控制数学模型。将含有间断点的模型转化为非线性规划问题, 利用序列二次规划算法获得最优解, 仿真结果表明飞行器终端速度在弹道倾角和偏航角为零的附近可以获得最大值, 该方法的制导性能良好。Ebrahimi等^[26]设计了一种满足脱靶量与终端速度约束的滑模制导律方法, 建立的开关面函数为

$$s = z_{em} + \left(\frac{1}{\lambda} - t_g\right)z_{ev}, \quad (4)$$

式中: z_{em} , z_{ev} 分别为零脱靶量和零速率误差, t_g 为交汇时间, λ 为正常数。根据Lyapunov稳定性理论, 得出了基于该方法的制导律控制量, 表示为

$$A = \frac{(k_v + k_m)t_{bg} - k_m t_g}{t_{bg}^2} z_{ev} + \frac{k_m}{t_{bg}^2} z_{em} + \frac{\varepsilon}{t_{bg}} \operatorname{sgn}\left\{z_{em} + \left(\frac{1}{\lambda} - t_g\right)z_{ev}\right\}. \quad (5)$$

通过仿真实验可以看出, 带终端速度约束的最优滑模制导律方法优于纯最优制导律。

上述基于最优控制理论, 滑模控制理论的带终端速度约束的制导律, 在理想情况下可以较好的满足终端速度的约束条件, 但未考虑大机动目标的情形及飞行器自动驾驶仪动态特性, 与实际工程应用具有一定差距。为此, 针对大机动、超声速目标考虑

自动驾驶仪动态特性的鲁棒制导律设计^[27],是未来带终端速度约束的制导律研究的一个发展趋势.

2.1.3 弹着时间约束(Flying time constraint)

为了突破舰船的近程防御武器系统(close-in-weapon system, CIWS),反舰导弹通常需要采用时间协同制导对弹着时间进行控制,以实现饱和攻击目标^[28].对弹着时间的协同控制是多导弹齐射的重要任务,以实现多枚导弹从不同位置发射在同一时间击中目标,进而达到摧毁对方防御系统的目的,如图2所示.

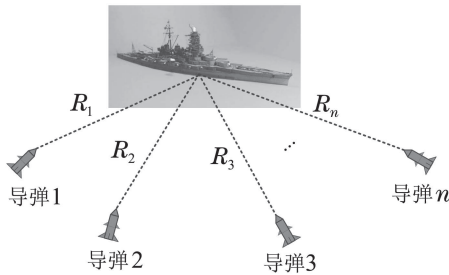


图2 多弹齐射示意图

Fig. 2 The schematic diagram of multiple missile salvos

多导弹寻的制导过程中一个重要的指标是飞行时间,对多弹时间协同制导具有重要意义.对于飞行时间的研究主要集中在最小时间寻的^[29],精确的飞行时间估计^[30],无时间估计的自寻的技术^[31]等. Jeon等^[32]对具有攻击时间约束的制导律方法进行研究,将PNG制导律与弹着时间反馈误差相结合,制导律形式为

$$A = NV\dot{\lambda} + K_{\varepsilon}\varepsilon_T, \quad (6)$$

式中: N 为导引系, $\dot{\lambda}$ 为视线角速率, ε_T 为时间误差, K_{ε} 为弹着时间反馈误差增益.如果 $\varepsilon_T = 0$,则该制导律是比例导引律.该制导律方法在对静止目标进行攻击时制导性能良好,但没有考虑多导弹之间的通信和信息交互机制.

根据Jeon等人设计的带时间约束的制导律思路,吴鹏等^[33]提出了基于飞行时间估计带时间约束的末制导律,将比例导引律和攻击时间误差反馈相结合,通过线性最优控制方法得到最优解.带弹着时间约束的加速度指令为

$$A = A_B + A_F = \frac{5}{2}NV_m\dot{\lambda} - \frac{1}{2}\sqrt{(NV_m\dot{\lambda})^2 + \frac{240V_m\varepsilon_t}{r^3}}. \quad (7)$$

由式(7)可以看出,该制导律是比例导引律和带攻击时间误差反馈的组合.该制导律的第1项保证导弹能够命中目标,即满足脱靶量为零约束,第2项保证导弹在既定时间命中目标,即满足弹着时间约束.

在具有攻击时间约束下的制导律能够导引多枚导弹在期望的攻击时间同时命中目标.

基于文献[32]中将终端时间约束问题转化为线性化系统的最优控制问题,张功等^[34]针对机动目标的多弹齐射攻击问题,设计了一种最优弹着时间可控的制导律方法.该方法将传统比例导引律与指定弹着时间与估计弹着时间误差相结合,并利用卡尔曼滤波算法实时估计机动目标的加速度,且具有较高的目标估计精度.该制导律方法可以导引导弹在规定的时间内攻击机动目标的情形,具备良好的带时间约束的制导性能,但对其他约束(如攻击角度、速度、加速度等)并没有考虑.

基于Lyapunov稳定性理论设计的制导律方法,当系统达到收敛状态时收敛时间趋于无穷大,并不能保证在有限时间内的达到收敛状态,因而不适合工程应用.而在制导控制系统设计中,基于有限时间收敛的制导律方法具有重要的工程应用意义^[35].目前,对非线性控制系统的有限时间稳定性问题备受众多学者的关注^[36-38].在飞行器制导控制领域,许多学者对有限时间收敛制导律方法展开研究.在有限时间稳定性理论的基础上, Shtessel等^[39]提出了一种有限时间稳定的高阶滑模变结构制导律方法; Zhou等^[40]设计了一种视线角速率在有限时间内收敛的变结构制导律方法,并且给出了系统在有限时间内收敛的充分条件; Zhang等^[35]针对带入射角约束的飞行器末端制导律设计问题,设计了一种有限时间收敛的滑模变结构制导律方法,并证明了系统可以在有限时间内可达收敛状态; Hou等^[41]设计了一种带加速度过载约束的有限时间协同制导律方法,利用相邻通信原则实现了多弹分布式制导律设计.有限时间控制是一类重要但难于理论分析的控制,仍需作更加深入的研究.

2.2 多终端约束制导律(Multiple terminal constraints guidance law)

2.2.1 终端角度和速度同时约束(Terminal angle and velocity constraints)

终端角度和速度同时约束的制导方法是精确制导技术研究的一个重要方向,在空间交汇对接、无人机航母着陆、制导武器精确打击目标等领域有广泛的应用前景.具有终端角度和速度约束的末端制导律方法研究这一新兴方向,目前仍处于探索阶段,还有许多理论方法和工程应用的问题需要作深入研究.

Innocenti等^[42]针对无人机通过预定航路点的情形,需要满足位置、通过角度、通过速度的多约束条

件, 利用标准的T-S模糊控制器构建了一个模糊导引系统. 在模型建立的过程中, 充分考虑到速度 V_d 、航向角 γ_d 、弹道倾角 χ_d 的约束条件, 在外回路上建立通过航路点的制导方程, 描述为

$$\begin{cases} V_d = V_w + f_V(e_V), \\ \gamma_d = f_\gamma(e_H), \\ \chi_d = \hat{\chi}_w + f_\chi(V^A, \hat{e}_\chi), \\ \hat{\chi}_w = \chi_w + \sigma_\chi w(e_{\chi_c}^w, e_{\gamma_c}^w). \end{cases} \quad (8)$$

接下来采用自适应驾驶仪特性来设计内回路, 充分利用通过位置、通过角度、通过速度的误差信号作为系统控制器设计的状态变量, 并根据T-S模糊制导的原理, 分别设计了速度控制器和误差控制器. 该制导控制方法可以导引无人机按照一定的角度和速度通过预定航路点, 并具有较高的制导精度.

秦元岗^[43]考虑侵彻炸弹末端攻击目标对脱靶量、攻角、落角以及末速的约束要求, 设计了一种多约束条件下的最优制导律方法. 该方法将末端角度约束问题转化为最优控制问题, 运用最优二次型理论, 求解微分Riccati方程分别推导俯仰平面和转弯平面的最优制导律, 并且满足脱靶量、落角(入射方位角)、攻角(侧滑角)及末速限制等多约束条件. Xie等^[44]对再入飞行器在终端角度和速度约束下的制导律方法展开研究, 设计了最优制导律方法, 满足终端角度和速度的约束. 之后, Xie等^[45]研究在终端角度与速度同时约束下的制导律方法, 设计了一种自适应比例导引律对飞行器再入阶段进行制导, 只考虑落角时所需攻角 α_{c1} 、侧滑角指令 β_{c1} , 附加落速约束后, 产生附加攻角 $\Delta\alpha$ 、侧滑角指令 $\Delta\beta$, 同时考虑落角和落速约束的合成攻角 α_c 、侧滑角指令 β_c , 表示为

$$\begin{cases} \alpha_c = \alpha_{c1} + \Delta\alpha = \\ -\frac{\alpha_{TOT}\dot{W}_{yv}}{\sqrt{\dot{W}_{Y1}^2 + \dot{W}_{Z1}^2}} + \frac{(\alpha_B^2 - \alpha_{GTOT}^2)^{1/2}}{\alpha_{GTOT}}\beta_{cc}, \\ \beta_c = \beta_{c1} + \Delta\beta = \\ -\frac{\alpha_{TOT}\dot{W}_{zv}}{\sqrt{\dot{W}_{Y1}^2 + \dot{W}_{Z1}^2}} + \frac{(\alpha_B^2 - \alpha_{GTOT}^2)^{1/2}}{\alpha_{GTOT}}\alpha_{cc}. \end{cases} \quad (9)$$

通过仿真实验可以看出, 自适应比例导引律方法可以导引飞行器以合适姿态命中目标, 实现了针对静止或慢速移动目标的精确打击, 总体性能优于文献[44]应用的传统最优导引律方法.

以上关于终端角度和速度同时约束的制导律方法将其分为两种: 非最优控制方法和最优控制方法. 非最优控制方法主要是在比例导引律方法的基础上

通过附加一个偏置项, 从而满足脱靶量、角度及速度等多约束条件; 最优控制方法主要是通过最小化性能指标求最优解, 在模型确定的情况下可以满足多终端约束条件, 并具有较高的制导精度. 但最优控制方法在各种不确定性及干扰因素存在的情况下, 制导精度大大降低. 偏置比例导引律方法是在比例导引律的基础上进行改进, 在一定程度上提高了制导性能, 对静止或匀速运动目标制导效果较好, 对高速、大机动目标制导性能不佳, 因而该方法的适用范围受到了一定限制.

针对超声速、大机动目标的情形, 由于目标信息测量和估计的存在一定误差, 要求所设计的制导律方法对测量误差、不确定性信息等干扰因素应具有一定的鲁棒性和抗干扰性. 由于滑模变结构控制对干扰因素具有的强鲁棒性及稳定性特点, 其理论方法逐渐应用于带角度和速度约束的制导律方法研究中^[46].

2.2.2 终端角度和加速度同时约束(Terminal angle and acceleration constraints)

具有脱靶量和终端角度约束的制导律制导中, 存在命中点需用过载(即法向加速度)较大的问题, 给末端角度控制带来一定压力^[47], 有可能导致脱靶问题. 在实际应用中, 制导武器的加速度是受动力学限制的, 因此在命中点附近使得控制指令为零可以减少制导指令出现饱和, 以提高制导武器的末端制导性能. 这一约束对保证飞行器在末端可以维持控制系统在可控边缘上具有良好效果, 以节省更多的能量来应对其他不确定性干扰因素. 终端法向加速度为零是提高飞行器杀伤力的要求. 对于反坦克或反舰制导系统, 制导武器在摧毁装甲目标时, 它的弹体姿态角比飞行角显得更为重要. 在大角度攻击目标时, 弹体姿态角的法向加速度为零时可以大大提升对目标的毁伤程度. 为此, 将终端时刻法向加速度控制指令为零作为在脱靶量和角度约束下的另一约束条件, 以降低命中点附近的需用过载, 增强对目标的摧毁效果, 提高制导武器的末端制导性能.

Ohlmeyer^[48]设计了广义向量显式制导律(generalized vector explicit guidance law, GENEX), 可同时满足脱靶量和弹目终端交汇角的要求. 该制导律描述为

$$A = \frac{V_M^2}{R} [-k_1 \sin \sigma - k_2 \sin(\theta_M - \theta_f)], \quad (10)$$

式中: $k_1 = (n+2)(n+3)$, $k_2 = -(n+1)(n+2)$, n 为正常数, σ 为导弹飞行方向 θ_M 与弹目视线(line of sight, LOS)所成角度, θ_f 为导弹期望落角.

Lee等^[49]和Ryoo等^[50]建立了带时间估计的最优制导律(optimal guidance law, OGL), 满足终端角度和加速度约束的限制, 该制导律适用于一阶滞后系统. 该制导律描述为

$$A = -\frac{V_M}{t_{go}}[-N_z q(t) + N_{\theta_M} \theta_M(t) + N_{\theta_{Mf}} \theta_f], \quad (11)$$

式中: $N_z = (N+2)(N+3)$, $N_{\theta_M} = 2(N+2)$, $N_{\theta_{Mf}} = (N+1)(N+2)$, N 为一正常数, $q(t)$ 为视线角, $t_{go} = t_f - t$.

在Ryoo等人的基础上, Lee等^[51]设计了带时间估计的多项式制导律(time-to-go polynomial guidance, TPG), 针对静止和慢速移动目标可以满足终端角度和加速度约束. 该制导律描述为

$$A = -\frac{V_M}{t_{go}}[-(m+2)(n+2)q(t) + (m+n+3)\theta_M(t) + (m+1)(n+1)\theta_f], \quad (12)$$

式中: m, n 为正常数, $t_{go} = t_f - t$.

以垂直攻击为例, 对在终端角度和加速度约束下的3种制导律进行对比, 可以得出, GENEX, OGL, TPG均能满足脱靶量、终端角度和加速度的约束; TPG中制导指令在初始时刻达到最大值, 更为符合实际应用的需求; GENEX制导时间最短, 实现对目标的快速打击. 然而, 这些带角度和加速度的制导律设计中, 有的忽视了传感器的测量误差和目标信息的不确定性(如文献[48, 52]提出的制导律), 有的则需要准确的时间估计信息并且只适合攻击固定或慢速移动目标(如文献[50-51]提出的制导律).

对于在大气层中作高速飞行的反导制导武器, 过载通常是由攻角和侧滑角产生的气动力来提供的, 自动驾驶仪普遍存在动态延迟的特性. 对于没有考虑自动驾驶仪动态特性设计的制导律, 当自动驾驶仪存在动态特性时会大大降低制导精度. 如果在制导律的设计中充分考虑自动驾驶仪的动态特性, 将能充分发挥制导武器的机动性能, 提高打击目标的精度.

另外, 传感器的测量噪声和误差也是影响制导精度的一个重要因素. 在制导律方法的研究中, 如果能充分考虑自动驾驶仪的动态特性, 又能有效克服传感器测量噪声和不确定性信息带来的干扰因素, 将是应用于工程实践的一个关键技术难题.

2.2.3 终端角度和弹着时间同时约束(Terminal angle and flying time constraints)

弹着时间和终端角度约束的制导律在制导武器的协同制导中发挥着重要作用^[53]. 终端角度和时间同时约束的制导律研究已取得了一定理论成果, 并

有一部分成功应用于工程实践中.

Song等^[54]对弹着时间与终端角度约束下的制导律进行研究, 利用极大值原理推导出了以时间最短为性能指标的最优导引律, 时间最优轨迹如图3所示, 并可以按照一定角度打击固定目标. 根据时间最优这一设计思路, 李庆春^[55]提出基于切线圆法的位姿控制, 详细推导出不同情况下的时间最短且满足终端角度约束的路径, 但该方法容易造成误差累加. 文献[54-55]应用的方法主要存在的问题是, 该方法所规划的路径对时间的调节余地有限.

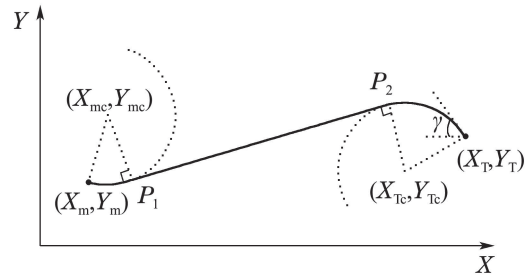


图3 终端角度约束下时间最优轨迹图

Fig. 3 The time optimal trajectories with terminal angle constraint

为解决上述问题, 张友安等^[56]采用CCC路径规划方法控制时间和角度, 其航路轨迹是由三段圆弧组成, 如图4中点虚线所示. 马国欣等^[57]通过构造一枚虚拟领弹, 从而实现真实导弹的攻击时间和攻击角度的协同控制, 如图4中实线所示. 该方法将导弹的制导分为3个阶段: 第1阶段, 使真实导弹的飞行高度离虚拟弹的航迹一定距离; 第2阶段, 规划出两段圆弧航路, 使真实导弹与虚拟弹相遇; 第3阶段, 真实导弹随同虚拟弹飞向目标. 但文献[56-57]提出的方法仍属离线设计路径, 容易造成误差的累积. 为此, 将此类方法归结为基于几何学原理的航路规划方法, 可将航路规划问题转化为一种多约束多目标非线性优化问题^[58].

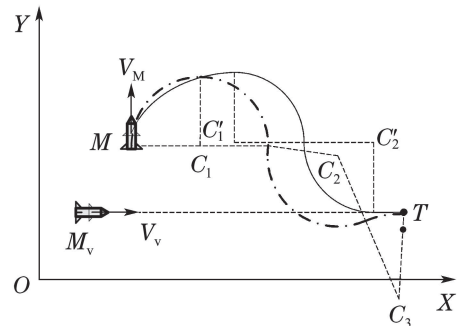


图4 CCC路径规划与虚拟领弹控制示意图

Fig. 4 The schematic diagram of CCC path planning and virtual leader missile controlling

针对造成的误差累积这一问题, Gao等^[59]提出了模糊滑模轨迹控制方法, 将模糊控制与滑模轨迹法结合根据姿态进行实时动态规划, 该方法满足终端角度约束, 但时间最短的约束并不满足。

Jeon等^[60]研究了控制弹着时间与终端角度的制导律, 设计了带附加控制指令的闭环反馈回路, 首先实现在脱靶量为零的情况下满足落角要求, 其次通过附加控制指令实现弹着时间的控制。Lee等^[61]利用增量设计弹道修正制导律, 提出了一种同时考虑攻击时间控制和攻击角度的二维导引律方法, 但该方法不适合推广应用。Jung等^[62]提出了一种弹着时间和终端角度同时约束的制导律, 采用了反演控制方法和偏置比例导引法进行设计, 适用于反舰导弹攻击固定目标的情况。Harl等^[63]应用滑模变结构控制研究导弹在时间和角度约束条件下的制导律, 通过建立一种新的视线角速率来调整参数, 并用backstepping方法建立二阶滑模制导律, 导弹的法向加速度指令为

$$A = \frac{rV^2 \cos^2 \varphi}{\cos(\varphi - \lambda) + \tan \varphi \sin(\varphi - \lambda)} \times \left[-\frac{\sin(2\varphi - 2\lambda)}{r^2 \cos^2 \varphi} - 12a \frac{x^2}{(x_T - x_0)^4} - 6b \frac{x}{(x_T - x_0)^3} - 2c \frac{1}{(x_T - x_0)^2} + \frac{ns'(x_T - x) + ns}{(x_T - x)^2} + (\eta + |\rho_{\max}|) \tanh\left(s' + \frac{ns}{x_T - x}\right) \right], \quad (13)$$

式中: a 为自适应调整参数, η 为正常数, 可以对不确定性信息保证系统在滑模面上运动, ρ 为不确定性信息常数, 双曲正切函数可以削弱系统的抖振。该制导律在满足时间和角度的约束下, 可以用来打击具有不确定性信息的机动目标, 并对系统存在滞后的情况下表现出较好的鲁棒性, 但该方法只是在2D平面内进行制导律的设计, 缺乏3D制导律的设计。针对这一问题, 张友安等^[64]提出了一种具有终端角度和弹着时间同时约束的三维制导律, 首先先将导弹导引到预定角度上, 然后通过机动飞行对时间误差进行补偿, 从而满足攻击角度和弹着时间的约束。但该方法难以对任意飞行状态下的弹体进行时间预测, 因此该方法不适用于工程应用。

之后, 张友安等^[65]提出了多导弹攻击时间与角度协同制导方法, 其制导过程分为两个阶段: 第1阶段, 精确时间控制阶段; 第2阶段, 精确角度控制阶

段。在完成第1阶段的控制后, 将控制方法转换为精确角度控制方法, 切换条件可以根据标称弹目距离与实际弹目距离之差来确定, 表示为

$$A = \begin{cases} A_1, & |R - r| > L, \\ A_2, & |R - r| \leq L, \end{cases} \quad (14)$$

式中: A_1 为时间精控、角度粗控的控制量, A_2 为角度精控的控制量。该方法较之文献[64], 在对导弹的实时性时间预测与控制上有了很大提高, 对导弹速度变化的情况并未考虑。基于文献[65]给出的两阶段控制方法, 张友根等^[66]在此基础上, 设计了带有攻击时间与角度的三维制导律, 第1阶段, 对时间精控角度粗控; 第2阶段, 对角度进行精确控制。该方法与文献[65]的区别主要有考虑了两通道之间的耦合, 将时间控制问题转化为弹目距离跟踪问题进行研究。

此外, 张功^[67]运用最优控制理论对具有弹着时间和终端角度约束的制导问题进行了研究。王晓芳等^[68]将与攻击角度和攻击时间约束有关的偏置量附加到纯比例导引律中, 形成了具有攻击角度和时间约束的四维制导律方法, 该方法可以导引制导武器对慢速直线运动目标实施精确打击, 但制导参数的选择对制导效果有较大影响。

以上关于终端角度与时间同时约束的制导律方法都涉及到比较复杂的非线性控制问题。

3 末端制导律发展趋势(Trends of terminal guidance law)

3.1 三维制导律(Three dimensional guidance law)

飞行器的动力学系统是一个多输入多输出的非线性系统, 在系统的设计中不可忽略各通道间存在强耦合特性。在三维制导律的研究中, 通常将飞行器的运动解耦成俯仰、偏航、滚动三个通道, 然后分别在俯仰和偏航两个通道上进行制导律设计。对于传统的侧滑控制技术(side to turn, STT)导弹, 俯仰通道和偏航通道可以近似线性解耦, 滚动通道的滚转角速率近似等于零, 基于解耦方法设计的三维制导律具有较高的制导精度^[69]。当导弹做大机动或在高超声运动时, 由于滚动引起的强耦合关系给的三维制导律设计带来很大困难^[70]。对倾斜转弯技术(back to turn, BTT)导弹而言, 需考虑滚动给制导律设计带来的一系列问题, 非解耦的三维制导律主要有基于球坐标的制导律^[71]和基于现代几何理论的制导律^[72-73]。然而, 这些三维制导律不能很好的针对高速、大机动目标的情形。现有的鲁棒性能较好的制导律主要是基于二维模型建立的, 因此研究三

维制导模型下的鲁棒性强的制导律方法具有十分重要的工程应用价值。

近年来,针对高机动目标的三维制导律(如文献[74–76])得到了众多学者的关注,但仍需做深入研究。综合考虑脱靶量、落角、入射方位角等多约束条件,运用现代控制理论研究多约束三维末制导律方法,使高超声速飞行器满足多约束条件下高精度制导的需要,并具有很好的弹道性能。

3.2 制导控制一体化(Integrated guidance and control)

在传统的制导控制系统设计中,忽略制导与控制之间的耦合关系,采用分离理论分别对制导和控制系统进行设计。然而,采用该理论进行系统设计时,在制导末端存在不稳定性问题。对拦截战术弹道导弹的末端系统进行设计时,由于导弹与目标之间存在相对运动且变化很快,需要充分考虑制导与控制系统之间的相互耦合关系进行制导控制一体化设计。自Williams提出制导控制一体化概念^[77]以来,在众多国内外学者的不懈努力之下,制导控制一体化理论成果初见端倪。滑模控制方法^[78–80]、反步法^[81]、最优控制方法^[82]、反馈线性化法^[83]、小增益理论^[84]、 H_∞ 理论^[85]、动态逆理论^[86]等多种方法被用于制导控制一体化的研究中,大大推动了制导控制一体化的发展。

由于制导控制一体化系统具有较高阶数,设计适用于三维情形的一体化模型方法是制导控制系统设计面临的困难。另外,如何处理系统中存在的大量不确定性信息,同时增强系统的抗干扰性和鲁棒性,也是一体化设计方法需要解决的关键问题^[87]。尤其是在复杂环境下针对大机动目标多终端约束条件下的末端制导控制一体化的研究,还处于起步阶段,并没有形成完善的理论体系和框架,依然存在许多问题亟需解决。研究复杂环境多约束条件下的制导控制一体化方法,实现落点、落角、动态特性等多终端约束条件下的精确打击高速、大机动目标,为设计精度高、可靠性强、稳定性好的制导控制系统提供理论支撑和技术支持,以满足现代制导武器向高精尖方向发展的要求。

3.3 多飞行器协同制导(Cooperative guidance of multiple flight vehicles)

近程防御武器系统和系统电子对抗系统的高速发展,凸显出单一导弹突防存在的较大问题。多飞行器协同攻击作战克服了单一飞行器作战难以满足现代战场复杂环境下多系统、多体系对抗作战的多种弊端,也是未来作战的重要发展方向。多飞行器协

同制导根据需要的几种终端约束条件,可分为具有终端角度、弹着时间、终端速度等分别约束的单终端约束协同制导,以及弹着时间和终端角度同时约束的多终端约束协同制导。在多飞行器协同制导律设计中,传统的制导方法不能满足多终端约束这一条件,研究基于现代控制理论和对策理论的现代制导律方法,如最优制导律、变结构制导律、自适应制导律等,为多飞行器协同制导的发展奠定基础。

从现有的研究成果来看,基于传统比例导引法的统一协同策略^[88–89]、动态面控制理论^[90]、容错法^[91]等末端协同制导律方法为多飞行器协同制导提供了新思路。同时,一些学者研究复杂环境下的末端协同制导律(如文献[92–93]),以适应未来战场的需要。针对多飞行器协同制导的研究现状,在末端协同制导律的设计中应着重考虑以下几点:在多飞行器协同任务中考虑航迹规划问题;可以采用混合制导方案,或在不同阶段使用不同制导策略;加强高速、大机动目标下具有多约束条件的末端制导律方法的研究;考虑多飞行器之间的信息共享与数据融合。

复杂环境下具有多终端约束条件的多飞行器协同制导能够进行高密度的同时突防,增强作战效能,达到协同作战的目的。根据各飞行器自身的功能特点,实现相互间的战术和技术配合,可以完成单个飞行器不能完成的任务。因此,复杂多约束条件下多飞行器协同制导对提高飞行器的作战能力具有重要意义。

3.4 多模复合末端制导(Multimode compound terminal guidance)

由于现代战场环境的复杂化和多样化,制导武器单一寻的制导方式的缺点日益突出,如雷达制导系统易受假目标干扰,激光制导系统不能全天候使用,红外制导系统不能测距、全向攻击性能较差等。为了克服单一寻的制导的局限性,多模复合制导是一种有效的技术手段。国外学者自20世纪70年代中期开始研究多模复合制导技术,并成功应用于制导武器中,如紫外、红外双模制导用于美国POST毒刺防空导弹;雷达与红外复合制导用于美国RIM2116舰空导弹;地形匹配、惯性、GPS数字景像匹配复合制导用于战斧BlockIII巡航导弹。多模复合制导技术可以使制导武器能够适应恶劣的战场环境和多变的目標特性,大大提高制导武器的突防能力,是精确制导技术发展方向之一。

当前,广泛采用的末端制导律是比例导引律及其各种变形(如文献[94–96])、其优点是结构简单易

于工程实现,但是难以满足具有多终端约束条件的情形.为此,结合多模复合制导技术,将不同末端制导律方法与飞行器控制的特色融合到一起,是制导律融合的关键技术.考虑复杂环境多终端约束条件的多模复合制导,可提高飞行器的反隐身能力和抗干扰能力,以实现全天候高效作战,可应用于空空、地(舰)空、地地、地(舰)舰和反导弹等多种制导系统中.

4 结论与展望(Conclusions and prospects)

带终端约束条件的末端制导律对提高制导武器的作战效能具有重要意义.本文首先介绍了末端制导律的研究背景和研究意义.然后对具有多终端约束条件下末端制导律的设计方法进行分类,并对制导律方法进行归纳总结.最后对末端制导律的发展趋势进行了展望.

现代战场环境的复杂化和激烈化,在末端制导阶段,针对大机动目标的多终端约束条件下的三维制导需求日益迫切.在复杂环境多约束条件下的制导律设计中,只考虑脱靶量约束是远远不够的,还应进一步考虑过载、弹着时间、终端角度、速度等其他多约束条件.然而,在现有的研究成果中,尚未出现对弹着时间、终端角度和速度同时约束下的三维制导律.复杂环境多约束条件下的三维制导律研究对推动精确制导武器的发展具有重要作用.同时,制导控制一体化、协同制导及多模复合制导也将成为研究精确制导武器的热点.

参考文献(References):

- [1] SUN Weimeng. *Research on guidance law design with terminal impact angle constraints in air-to-surface guided weapon* [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008.
(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] KIM M K, GRIDER V. Terminal guidance law for impact attitude angle constrained flight trajectories [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1973, 9(6): 852 – 859.
- [3] LEE Y I, KIM S H, TAHK M J. Optimality of linear time-varying guidance for impact angle control [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2012, 48(3): 2802 – 2817.
- [4] CHAO T, WANG S, YANG M. Angular constrained guidance law and its optimization with hybrid optimization algorithm [C] // *Proceedings of the IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*. Yantai: IEEE, 2014: 2455 – 2460.
- [5] LEE J I, MIN B M, TAHK M J. Suboptimal guidance laws with terminal jerk constraint [C] // *Proceedings of the International Conference on Control, Automation, and Systems*. Seoul: IEEE, 2007: 1399 – 1403.
- [6] DOU L, DOU J. The design of optimal guidance law with multi-constraints using block pulse functions [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2012, 23(1): 201 – 205.
- [7] SONG J M, ZHANG T Q. Passive homing missile's variable structure proportional navigation with terminal angular constraint [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2001, 14(2): 83 – 87.
- [8] LEE C H, KIM T H, TAHK M J, et al. Design of guidance for passive homing missile using sliding mode control [C] // *Proceedings of the International Conference on Control, Automation and Systems*. Kintex: IEEE, 2010: 2380 – 2385.
- [9] XIONG Shaofeng, WANG Weihong, WANG Sen. Nonsingular fast terminal sliding-mode guidance with intercept angle constraint [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(3): 269 – 278.
(熊少锋, 王卫红, 王森. 带攻击角度约束的非奇异快速终端滑模制导律 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(3): 269 – 278.)
- [10] LIU Yongshan, JIA Qingzhong, LIU Zhaozhen. Variable-structure guidance law with terminal angular constraint of video-guided penetrating bomb [J]. *Journal of Ballistics*, 2006, 18(2): 9 – 14.
(刘永善, 贾庆忠, 刘藻珍. 电视制导侵彻炸弹落角约束的变结构制导律 [J]. 弹道学报, 2006, 18(2): 9 – 14.)
- [11] HU Z, TANG X, WANG Y. A 3-dimensional guidance law with impact angle constraint [C] // *Proceedings of the Chinese Control and Decision Conference*. Mianyang: IEEE, 2011: 999 – 1006.
- [12] LI Q C, ZHANG W S, HAN G, et al. Finite time convergent wavelet neural network sliding mode control guidance law with impact angle constraint [J]. *International Journal of Automation and Computing*, 2015, 12(6): 588 – 599.
- [13] LI Q C, ZHANG W S, HAN G, et al. Adaptive neuro-fuzzy sliding mode control guidance law with impact angle constraint [J]. *IET Control Theory & Applications*, 2015, 9(14): 2115 – 2123.
- [14] MANCHESTER I R, SAVKIN A V. Circular navigation guidance law for precision missile/target engagement [C] // *Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control*. Nevada: IEEE, 2002: 1287 – 1292.
- [15] HU Z D, CAI H. An adaptive proportional guidance law against ground stationary target [C] // *Proceedings of the 2nd International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics*. Shenzhen: IEEE, 2008: 1 – 5.
- [16] DAS P G, PADHI R. Nonlinear model predictive spread acceleration guidance with impact angle constraint for stationary targets [C] // *Proceedings of the 17th World Congress of The International Federation of Automatic Control*. Seoul: IEEE, 2008: 13016–13021.
- [17] ZHANG Q, WANG Z, TAO F. Optimal guidance law design for impact with terminal angle of attack constraint [J]. *International Journal for Light and Electronic Optics*, 2014, 125(1): 243 – 251.
- [18] XIONG S, WANG W, LIU X, et al. Guidance law against maneuvering targets with intercept angle constraint [J]. *ISA Transactions*, 2014, 53(4): 1332 – 1342.
- [19] ZHAO H, LIU W J, YANG J H, et al. Design of stochastic sliding mode variable structure guidance law based on adaptive EKF [J]. *Proceedia Engineering*, 2011, 23(1): 276 – 283.
- [20] XIE D, WANG Z. Adaptive proportional guidance law for reentry vehicles with impact angle and terminal velocity constraints [C] // *Proceedings of the 10th World Congress of The Intelligent Control and Automation*. Beijing: IEEE, 2012: 159 – 163.
- [21] RATNOO A, GHOSE D. Impact angle constrained guidance against nonstationary nonmaneuvering targets [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2010, 33(1): 269 – 275.
- [22] ZHAO Hanyuan. *Reentry Vehicle Dynamics and Guidance* [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997.
(赵汉元. 飞行器再入动力学和制导 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.)
- [23] HE Sujuan, ZHOU Jun, ZHOU Fengqi. Research on guidance law of air-to-air missile for high off-boresight launch condition [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2006, 26(2): 165 –

171.
(何素娟, 周军, 周凤岐. 大离轴角发射空空导弹制导律研究 [J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(2): 165 – 171.)
- [24] ZHOU Hao, CHEN Wanchun, YIN Xingliang. The scheme design of extended-range trajectory for air to surface missile [J]. *Flight Dynamics*, 2008, 26(3): 61 – 63.
(周浩, 陈万春, 殷兴良. 空地导弹弹道增程方案设计 [J]. 飞行力学, 2008, 26(3): 61 – 63.)
- [25] LI Jiafeng, JIANG Huan, CHEN Wanchun. Midcourse trajectory optimization design for a surface-to-air missile based on legendre pseudospectral method [J]. *Journal of Ballistics*, 2009, 21(3): 69 – 73.
(李佳峰, 姜欢, 陈万春. 基于拟勒让德谱变换的防空导弹弹道优化 [J]. 弹道学报, 2009, 21(3): 69 – 73.)
- [26] EBRAHIMI B, BAHRAMI M, ROSHANIAN J. Optimal sliding-mode guidance with terminal velocity constraint for fixed-interval propulsive maneuvers [J]. *Acta Astronautica*, 2008, 62(10): 556 – 562.
- [27] QU P, SHAO C, ZHOU D. Finite time convergence guidance law accounting for missile autopilot [J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2015, 137(5): 1 – 8.
- [28] KUMAR S R, GHOSE D. Sliding mode control based guidance law with impact time constraints [C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Washington: IEEE, 2013: 5760 – 5765.
- [29] HULL D G, RADKE J J, MACK R E. Time-to-go prediction for homing missiles based on minimum-time intercepts [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1991, 14(5): 865 – 871.
- [30] TAHK M J, RYOO C K, CHO H J. Recursive time-to-go estimation for homing guidance missiles [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2002, 38(1): 13 – 24.
- [31] KIM K B, KIM M J, KWON W H. Receding horizon guidance laws with no information on the time-to-go estimate errors [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(2): 193 – 199.
- [32] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, 14(2): 260 – 266.
- [33] WU Peng, SONG Wenlong. Terminal guidance design for missile with impact time constraint based on time-to-go estimation [J]. *Industry Control and Applications*, 2012, 31(3): 19 – 23.
(吴鹏, 宋文龙. 基于飞行时间估计带时间约束的末制导律设计 [J]. 工业控制与应用, 2012, 31(3): 19 – 23.)
- [34] ZHANG Gong. Impact-time-control guidance law for multi-missile cooperative model with mobility of the target considered [J]. *Command Control and Simulation*, 2010, 32(1): 52 – 55.
(张功. 弹着时间可控的机动目标协同制导律 [J]. 指挥控制与仿真, 2010, 32(1): 52 – 55.)
- [35] ZHANG Y, JIAO J, SUN M, et al. Finite time convergent sliding-mode guidance law with impact angle constraint [C] // *Proceedings of the 30th Chinese Control Conference*. Yantai: IEEE, 2011: 2597 – 2601.
- [36] HONG Y, HUANG J, XU Y. An output feedback finite-time stabilization problem [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2001, 46(2): 305 – 309.
- [37] HONG Y. Finite-time stabilization and stabilizability of a class of controllable systems [J]. *System & Control Letters*, 2002, 46(4): 231 – 236.
- [38] ORLOV Y. Finite time stability and robust control synthesis of uncertain switched systems [J]. *SIAM Journal on Control Optimization*, 2004, 43(4): 1253 – 1271.
- [39] SHTESSEL Y B, SHKOLNIKOV I A. Integrated guidance and control of advanced interceptors using second order sliding modes [C] // *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*. Paradise Island: IEEE, 2003: 4587 – 4592.
- [40] ZHOU D, SUN S. Guidance laws with finite time convergence [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(6): 1838 – 1846.
- [41] HOU D, WANG Q, SUN X, et al. Finite-time cooperative guidance laws for multiple missiles with acceleration saturation constraints [J]. *IET Control Theory & Applications*, 2015, 9(10): 1525 – 1535.
- [42] INNOCENTI M, POLLINI L, TURRA D. A fuzzy approach to the guidance of unmanned air vehicles tracking moving targets [J]. *IEEE Transactions on Control Systems & Technology*, 2008, 16(6): 1125 – 1137.
- [43] QIN Yuangang. Research on guidance law design with terminal impact angle constraints in aerial penetrating bomb [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010.
(秦元岗. 带末端多约束的航空侵彻炸弹制导律研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2010.)
- [44] XIE D C, WANG Z W. Optimal guidance law design for reentry vehicles with terminal velocity and angle constraints [J]. *Advanced Material Research*, 2012, 459(1): 505 – 509.
- [45] XIE D C, WANG Z W. Adaptive proportional guidance law for reentry vehicles with impact angle and terminal velocity constraints [C] // *Proceedings of the 10th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Beijing: IEEE, 2012: 159 – 163.
- [46] XIE Daocheng, HU Yazhong, ZHANG Hongqiang. A sliding mode guidance law for reentry vehicles with impact angle and terminal velocity constraints [J]. *Electronics Optics & Control*, 2014, 21(11): 46 – 50.
(谢道成, 胡亚忠, 张宏强. 带末端角度和速度约束的再入飞行器滑模变结构导引律 [J]. 电光与控制, 2014, 21(11): 46 – 50.)
- [47] LI R, XIA, Q, WEN Q. Extended optimal guidance law with impact angle and acceleration constraints [J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2014, 25(5): 868 – 876.
- [48] OHLMEYER E. Control of terminal engagement geometry using generalized vector explicit guidance [C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Denver: IEEE, 2003: 396 – 401.
- [49] LEE Y I, RYOO C K, KIM E. Optimal guidance with constraints on impact angle and terminal acceleration [C] // *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, Control Conference*. Austin: AIAA, 2003: 1 – 7.
- [50] RYOO C K, CHO H, TAHK M J. Time-to-go weighted optimal guidance with impact angle constraints [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, 14(3): 483 – 492.
- [51] LEE C, KIM T, TAHK M, et al. Polynomial guidance laws considering terminal impact angle and acceleration constraints [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2013, 49(1): 74 – 92.
- [52] LI H, SHE H. Guidance law modeling based on the ideal line-of-sight with constraint of the terminal flight angle and acceleration [C] // *Proceedings of the 26th Chinese Control and Decision Conference*. Changsha: IEEE, 2014: 1041 – 1046.
- [53] BELANGER J, DESBIENS A, GAGNON E. UAV guidance with control of arrival time [C] // *Proceedings of the American Control Conference*. New York: IEEE, 2007: 4488 – 4493.
- [54] SONG T L, SHIN S J. Time-optimal impact angle control for vertical plane engagements [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1999, 35(2): 738 – 742.
- [55] LI Qingchun. The path planning and applied research of biomimetic robotic fish [D]. Qingdao: Qingdao University, 2012.
(李庆春. 仿生机器鱼路径规划及应用研究 [D]. 青岛: 青岛大学, 2012.)
- [56] ZHANG Y A, ZHANG Y G, LI H. Impact time and impact angle control based on CCC path planning [C] // *Proceedings of the 31st Chinese Control Conference*. Hefei: IEEE, 2012: 4300 – 4305.

- [57] MA Guoxin, ZHANG You'an, LI Dapeng. Virtual-leader based impact time and impact angle control [J]. *Flight Dynamics*, 2009, 27(5): 51 – 54.
(马国欣, 张友安, 李大鹏. 基于虚拟领弹的攻击时间和攻击角度控制 [J]. 飞行力学, 2009, 27(5): 51 – 54.)
- [58] LIU Gang, LAO Songyang, TAN Dongfeng, et al. Research status and progress on anti-ship missile path planning [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2012, 38(9): 1 – 13.
(刘钢, 老松杨, 谭东风, 等. 反舰导弹航路规划问题的研究现状与进展 [J]. 自动化学报, 2012, 38(9): 1 – 13.)
- [59] GAO J W, LI Q C, JI Z J, et al. Fuzzy sliding mode trace control method for pose control of biomimetic robotic fish [C] // *Proceedings of the 3rd International Conference on Information Science and Engineering*. Yangzhou: IEEE, 2011: 2588 – 2591.
- [60] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Guidance law to control impact time and angle [C] // *Proceedings of the International Conference on Control and Automation*. Budapest: IEEE, 2005: 852 – 857.
- [61] LEE J I, JEON I S, TAHK M J. Guidance law to control impact time and angle [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2007, 43(1): 301 – 310.
- [62] JUNG B Y, KIM Y D. Guidance laws for anti-ship missiles using impact angle and impact time [C] // *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Keystone: AIAA, 2006: 1 – 13.
- [63] HARL N, BALAKRISHNAN S N. Impact time and angle guidance with sliding mode control [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2012, 20(6): 1436 – 1449.
- [64] ZHANG You'an, MA Peibei. Three-dimensional guidance law with impact angle and impact time constraints [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2008, 29(4): 1020 – 1026.
(张友安, 马培蓓. 带有攻击角度和攻击时间控制的三维制导 [J]. 航空学报, 2008, 29(4): 1020 – 1026.)
- [65] ZHANG You'an, ZHANG Yougen. Two stages guidance to control impact time and impact angle for multi-missiles [J]. *Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition)*, 2010, 40(5): 1442 – 1447.
(张友安, 张友根. 多导弹攻击时间与攻击角度两阶段制导 [J]. 吉林大学学报(工学版), 2010, 40(5): 1442 – 1447.)
- [66] ZHANG Yougen, ZHANG You'an. Three-dimensional guidance law to control impact time and impact angle: a two-stage control approach [J]. *Control Theory & Applications*, 2010, 27(10): 1429 – 1434.
(张友根, 张友安. 控制撞击时间与角度的三维导引律: 一种两阶段控制方法 [J]. 控制理论与应用, 2010, 27(10): 1429 – 1434.)
- [67] ZHANG Gong. The designing and optimizing guidance law based on multi-missiles cooperative method [D]. Beijing: Beihang University, 2010.
(张功. 基于多导弹协同作战方案制导律的设计与优化 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.)
- [68] WANG Xiaofang, LIN Hai. A guidance law for multiple missiles combating cooperatively under multiple constraint [J]. *Journal of Ballistics*, 2012, 24(3): 59 – 64.
(王晓芳, 林海. 多约束条件下导弹协同作战制导律 [J]. 弹道学报, 2012, 24(3): 59 – 64.)
- [69] DOU L, DOU J. Three-dimensional large landing angle guidance based on two-dimensional guidance laws [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, 24(6): 756 – 761.
- [70] LIAN Baohua, CUI Pingyuan, CUI Hutao. Design of guidance and control system for high speed reentry aircraft [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2002, 23(2): 115 – 119.
(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.)
- [71] TYAN F. An unified approach to missile guidance laws: A 3D extension [C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Anchorage: IEEE, 2002: 1711 – 1716.
- [72] 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.
- [73] HAN Dapeng, SUN Weimeng, ZHENG Zhiqiang, et al. New three-dimensional guidance law based on lie group method [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2009, 30(3): 468 – 475.
(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.)
- [74] LIN Y P, LIN C L, LI Y H. Development of 3-D modified proportional navigation guidance law against high-speed targets [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2013, 49(1): 677 – 687.
- [75] GHOSH S, GHOSE D, RAHA S. Capturability analysis of a 3-D retro-PN guidance law for higher speed nonmaneuvering targets [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2014, 22(5): 1864 – 1874.
- [76] ZHANG J, CAO Y, SONG X, et al. 3D guidance for vertical impact on non-stationary targets [C] // *Proceedings of the IEEE International Conference on Automation and Logistics*. Zhengzhou: IEEE, 2012: 272 – 276.
- [77] WILLIAMS D E, RICHMAN J, FRIEDLAND B. Design of an integrated strapdown guidance and control system for a tactical missile [C] // *Proceedings of the AIAA Guidance and Control Conference*. Tennessee: AIAA, 1983: 57 – 66.
- [78] SHIMA T, IDAN M, GOLAN O M. Sliding mode control for integrated missile autopilot-guidance [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2006, 29(2): 250 – 260.
- [79] SHTESSEL Y B, SHKOLNIKOV I A, LEVANT A. Guidance and control of missile interceptor using second-order sliding modes [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2009, 45(1): 110 – 124.
- [80] HAN Y, GUO H, CHONG Y. Integrated guidance and control with terminal angle constraint [C] // *Proceedings of the IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*. Yantai: IEEE, 2014: 1017 – 1022.
- [81] RAN M, WANG Q, HOU D, et al. Backstepping design of missile guidance and control based on adaptive fuzzy sliding mode control [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(3): 634 – 642.
- [82] XIN M, BALAKRISHNAN S N, OHLMEYER E J. Integrated guidance and control of missiles with μ -D method [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, 14(6): 981 – 992.
- [83] MENON P K, OHLMEYER E J. Integrated guidance and control for moving-mass actuated kinetic warheads [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2004, 27(1): 118 – 126.
- [84] YAN H, JI H. Integrated guidance and control for dual-control missiles based on small-gain theorem [J]. *Automatica*, 2012, 48(10): 2686 – 2692.
- [85] GUO J, ZHOU J. Integrated guidance-control system design based on H_∞ control [C] // *Proceedings of the International Conference on Electrical and Control Engineering*. Wuhan: IEEE, 2010: 1204 – 1207.
- [86] PADHI R, RAKESH P R, VENKATARAMAN R. Formation flying with nonlinear partial integrated guidance and control [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2014, 50(4): 2847 – 2859.
- [87] XUE Wenchao, HUANG Chaodong, HUANG Yi. Design methods for the integrated guidance and control system [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(2): 1511 – 1520.
(薛文超, 黄朝东, 黄一. 飞行制导控制一体化设计方法综述 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30(2): 1511 – 1520.)

- [88] ZHAO J, ZHOU R. Unified approach to cooperative guidance laws against stationary and maneuvering targets [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2015, 81(4):1635 – 1647.
- [89] ZHAO J, ZHOU R, DONG Z. Three-dimensional cooperative guidance laws against stationary and maneuvering targets [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(4): 1104 – 1120.
- [90] WANG X, ZHENG Y, LIN H. Integrated guidance and control law for cooperative attack of multiple missiles [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 42(1): 1 – 11.
- [91] ZHANG P, LIU H, LI X, et al. Fault tolerance of cooperative interception using multiple flight vehicles [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2013, 350(9): 2373 – 2395.
- [92] YU W, CHEN W. Guidance law with circular no-fly zone constraint [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2014, 78(3): 1953 – 1971.
- [93] MENEC S L, SHIN H S, MARKHAM K, et al. Cooperative allocation and guidance for air defence application [J]. *Control Engineering Practice*, 2014, 32(1): 236 – 244.
- [94] PARK W, RYOO C K, KIM Y, et al. A new practical guidance law for a guided projectile [C] // *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Portland: AIAA, 2011: 826 – 834.
- [95] LI K B, TANG G J. Improved differential geometric guidance commands for endoatmospheric interception of high-speed targets [J]. *Science China Technological Sciences*, 2013, 56(2): 518 – 528.
- [96] RAGHUNATHAN T, GHOSE D. Differential evolution based 3-D guidance law for a realistic interceptor model [J]. *Applied Soft Computing*, 2014, 16(3): 20 – 33.

作者简介:

李庆春 (1986–), 男, 博士, 研究方向为复杂系统建模与控制、智能控制等, E-mail: li_qchun@163.com;

张文生 (1965–), 男, 博士, 研究员, 研究方向为模式识别与机器学习、Big Data 知识挖掘等, E-mail: wensheng.zhang@ia.ac.cn;

韩刚 (1980–), 男, 博士, 副研究员, 研究方向为飞行器和机器人控制、复杂系统建模与仿真等, E-mail: gang.han@ia.ac.cn.