

引用格式:王兴龙,许哲,王雪梅,等.带落角约束的导弹制导控制一体化设计综述[J].电光与控制,2020,27(2):45-50. WANG X L, XU Z, WANG X M, et al. A survey on integrated guidance and control of missile with terminal angle constraint[J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(2): 45-50.

带落角约束的导弹制导控制一体化设计综述

王兴龙, 许哲, 王雪梅, 邱洪彬, 宿常鹏
(火箭军工程大学,西安 710025)

摘要: 导弹制导控制一体化技术是将制导系统和控制系统综合进行设计,可以充分发挥导弹的整体性能,提高命中精度。为了加强毁伤效果,考虑落角约束是一体化设计中的热点研究问题。针对倾斜转弯导弹,首先,建立了导弹运动模型和弹目相对运动模型,这是一体化研究的基础;随后,对现有研究方法进行分类和归纳;最后,梳理了目前制导控制一体化研究存在的问题以及发展趋势。

关键词: 制导控制一体化; 落角约束; 导弹运动模型; 弹目相对运动模型

中图分类号: V448 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2020.02.010

A Survey on Integrated Guidance and Control of Missile with Terminal Angle Constraint

WANG Xinglong, XU Zhe, WANG Xuemei, QIU Hongbin, SU Changpeng
(Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: The integrated missile guidance and control technology is to design the guidance system and the control system of the missile comprehensively, which can fully exploit the overall performance of the missile and improve the hit accuracy. Taking the terminal angle constraint into consideration is a hot spot of research in the integrated design in order to enhance the damage effect. For bank to turn missile, the missile motion model and the missile-to-target relative motion model are established at first, which is the basis of the integrated research; the existing research methods are classified and summarized subsequently; and the problems and development trends of the current integrated guidance and control research are sorted out in the end.

Key words: integrated guidance and control; terminal angle constraint; missile motion model; missile-to-target relative motion model

1 概述

对于传统的导弹武器系统,为了降低系统搭建时的复杂程度,基于频谱分离的原则,将导弹的制导系统与控制系统分开设计。目前这种设计方法广泛应用,但其带来的问题也不容忽视。在导弹飞行末段,随着弹目距离的减小,制导系统的时间常数将不断接近控制系统的时间常数,频谱分离的原则不再成立,可能使最终的脱靶量增加,甚至会引起导弹失稳。其设计结构如图1所示。

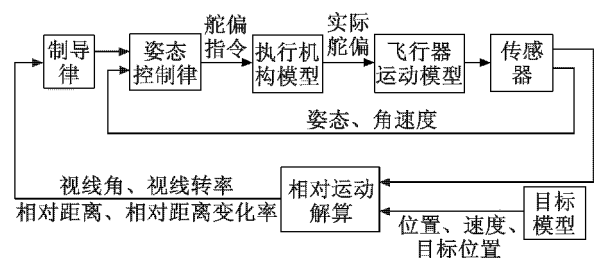


图1 制导与控制系统分离设计结构图

Fig.1 Separated design of guidance system and control system
制导控制一体化(Integrated Guidance and Control, IGC)充分考虑导弹制导系统和控制系统之间的耦合关系,根据弹目相对运动关系和导弹自身运动信息,直接解算控制指令^[1]。这种设计方法省略了制导系统输出过载指令给控制系统的过程,直接产生舵偏指令,系统之间的固有不确定性可以被消除,能够充分发挥系

收稿日期:2019-03-21 修回日期:2019-04-01

基金项目:国家自然科学基金(61573365)

作者简介:王兴龙(1995—),男,山西运城人,硕士生,研究方向为导弹制导控制。

统整体的作用,同时可以有效地节约设计成本。其设计结构如图2所示。

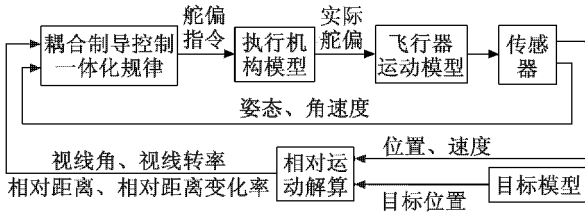


图2 制导控制一体化设计结构图

Fig. 2 Integrated design of guidance and control system

为了适应现代化作战的需求,不仅希望导弹命中目标时有较小的脱靶量,还希望以一定的角度撞击目标。考虑落角后的系统能够增加毁伤效果,充分发挥弹头的威力,因此,研究带落角约束的制导控制一体化设计是十分有意义的。本文建立了倾斜转弯(BTT)导弹运动模型和弹目相对运动模型,归纳了带落角约束的制导控制一体化设计方法,并对目前所存在的问题进行了总结梳理,对BTT导弹、侧滑转弯(STT)导弹以及无人机、高超声速飞行器等一体化设计都具有一定的参考价值。

2 带落角约束的IGC模型

2.1 导弹运动模型

针对BTT导弹,其运动模型的建立主要基于以下几点假设:1)忽略地球自转的影响;2)假设导弹所受推力方向与弹体坐标系 x 轴方向一致,不考虑弹体变形的影响;3)不考虑干扰和误差的影响。建立导弹的运动模型如下。

1) 质心运动的运动学方程(地面坐标系)。

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V \cos \theta \cos \psi_v \\ \frac{dy}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{dz}{dt} = -V \cos \theta \sin \psi_v \end{cases} \quad (1)$$

式中: V 代表导弹速度; θ 和 ψ_v 分别代表弹道倾角和弹道偏角。

2) 质心运动的动力学方程(弹道坐标系)。

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha \cos \beta - X - G \sin \theta \\ mV \frac{d\theta}{dt} = P(\sin \alpha \cos \gamma_v + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_v) + Y \cos \gamma_v - Z \sin \gamma_v - G \cos \theta \\ -mV \cos \theta \frac{d\psi_v}{dt} = P(\sin \alpha \sin \gamma_v - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_v) + Y \sin \gamma_v + Z \cos \gamma_v \end{cases} \quad (2)$$

式中: m 代表导弹质量; P 代表发动机推力; α 和 β 分

别代表攻角和侧滑角; G 代表导弹所受重力; γ_v 代表速度滚转角; X 、 Y 和 Z 分别代表导弹所受阻力、升力和侧向力,具体为

$$\begin{cases} X = c_x q S \\ Y = (c_y^\alpha \alpha + c_y^{\delta_z} \delta_z) q S \\ Z = (c_z^\beta \beta + c_z^{\delta_y} \delta_y) q S \end{cases} \quad (3)$$

式中: q 代表动压头; S 代表导弹特征面积; δ_y 和 δ_z 分别代表方向舵偏角和俯仰舵偏角; c_x 代表阻力系数, c_y^α 和 $c_y^{\delta_z}$ 分别代表升力系数对 α 和 δ_z 的偏导数; c_z^β 和 $c_z^{\delta_y}$ 分别代表侧向力系数对 β 和 δ_y 的偏导数。

3) 绕质心运动的运动学方程(弹体坐标系)。

$$\begin{cases} \frac{d\varrho}{dt} = \omega_x \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \frac{d\psi}{dt} = \omega_y \cos \varrho - \omega_z \frac{\sin \varrho}{\cos \varrho} \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \tan \frac{d\varrho}{dt} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \end{cases} \quad (4)$$

式中: ϱ 、 ψ 和 γ 分别代表俯仰角、偏航角和滚动角; ω_x 、 ω_y 和 ω_z 分别代表导弹转动角速度在弹体坐标系各轴上的分量。

4) 绕质心运动的动力学方程(弹体坐标系)。

$$\begin{cases} M_x = J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y \\ M_y = J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z \\ M_z = J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_y \omega_x \end{cases} \quad (5)$$

式中: J_x 、 J_y 和 J_z 分别代表导弹惯性张量在弹体坐标系三轴上的投影; M_x 、 M_y 和 M_z 分别代表导弹所受的滚转力矩、偏航力矩和俯仰力矩。

2.2 三维弹目相对运动模型(视线坐标系)

设地面坐标系为 O_{xyz} ,视线坐标系为 $O_{x_1y_1z_1}$,导弹加速度为 $\mathbf{a}_M = [a_{M1}, a_{M2}, a_{M3}]^T$,目标加速度为 $\mathbf{a}_T = [a_{T1}, a_{T2}, a_{T3}]^T$ 。图3中, M 表示导弹, T 表示目标, r 为弹目之间的距离, θ_L 和 ϕ_L 分别代表视线倾角和视线偏角。

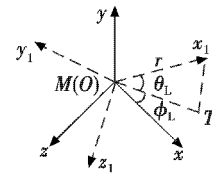


图3 参考坐标系与视线坐标系的关系

Fig. 3 Relationship between the reference coordinate system and the line-of-sight coordinate system

构建弹目相对运动模型为

$$\begin{cases} \ddot{r} = r(\dot{\phi}_L)^2 \cos^2 \theta_L + r(\dot{\theta}_L)^2 + a_{T1} - a_{M1} \\ \ddot{\theta}_L = \frac{-2\dot{r}\dot{\theta}_L - r(\dot{\phi}_L)^2 \cos \theta_L \sin \theta_L + a_{T2} - a_{M2}}{r} \\ \ddot{\phi}_L = \frac{-2\dot{r}\dot{\phi}_L + 2\dot{\theta}_L \dot{\phi}_L \tan \theta_L - a_{T3} - a_{M3}}{r \cos \theta_L} \end{cases} \quad (6)$$

2.3 俯仰通道内带落角约束的制导控制一体化模型

落角定义为命中时刻导弹速度矢量与目标速度矢量的夹角,根据平行接近法则,落角近似等于视线倾角。定义两个状态变量

$$\begin{cases} \varepsilon(t) = \theta_L(t) - \theta_{Ld}(t) \\ \dot{\varepsilon}(t) = \dot{\theta}_L(t) \end{cases} \quad (7)$$

式中, $\theta_{Ld}(t)$ 为期望视线倾角。俯仰通道内相对运动关系见图4。

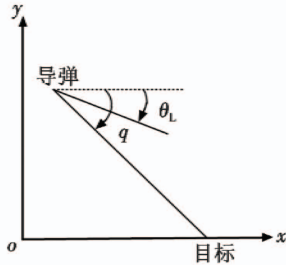


图4 俯仰通道内相对运动示意图

Fig.4 Schematic diagram of relative motion in pitch channel

对式(7)进行微分,得到

$$\begin{bmatrix} \dot{\varepsilon} \\ \ddot{\varepsilon} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{w}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{2\dot{R}}{R} & \frac{K_f}{mR}(k_{y1} + k_{y3}Mm) & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{P + K_f(k_{y0} - k_{y1} - k_{y3}Mm)}{mV'} & 1 \\ 0 & 0 & \frac{K_m(k_{n1} + k_{n3}Mm)}{J_z} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \dot{\varepsilon} \\ \alpha \\ w_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \frac{K_m k_{ne}}{J_z} \end{bmatrix}^T \delta_z + \begin{bmatrix} 0 & \bar{d}_s & \bar{d}_\alpha & \bar{d}_{w_z} \end{bmatrix}^T \quad (8)$$

式中各变量的具体定义见参考文献[2]。

3 带落角约束的制导控制一体化设计方法研究现状

表1 IGC主要设计方法及各自的优缺点

Table 1 Main IGC methods and the respective advantages and disadvantages

设计方法	优点	缺点
滑模控制	对匹配不确定项具有鲁棒性	系统容易产生“抖动”
自适应控制	对数学模型依赖小;鲁棒性强	未建模动态的存在影响控制效果
动态面控制	消除“微分膨胀”	需要在线估计不确定项的上限
反演控制	能够消除系统匹配性和非匹配性不确定性的影响	必须能转换为参数反馈形式;容易引起“微分膨胀”
反馈线性化法	是完全精确的线性化;方便控制器的设计	只适用于数学模型精确,并且非线性是光滑的系统
最优控制	满足某种性能指标的要求	不能应对由于参数和环境的变化对系统造成的扰动

1983年, WILLIAMS等^[3]首次提出了制导控制一

体化的思想,从此拉开了研究制导控制一体化技术的序幕。该技术的优越性和前瞻性激发了许多学者的兴趣,并成功将其应用于导弹、无人机、高超声速飞行器等领域。对现阶段的主要设计方法及各自特点总结见表1。

3.1 滑模控制方法

滑模控制(SMC)又称为变结构控制,指存在一些切换函数(滑动模态),当系统的状态到达切换函数时,系统的结构发生变化,从而体现出控制不连续性的非线性本质^[2]。滑模控制方法中,为了使系统达到预定的滑动模态轨迹超平面,并沿着此平面收敛至稳定平衡点,系统的“控制结构”可以根据当前的状态信息做出相应的切换。

韩阳^[4]考虑到实际系统会受到许多干扰因素的影响,使得所建立模型的系数有很大的不确定性,基于此设计了基于变结构控制和反演控制的一体化控制器;为了避免舵偏饱和现象,潘瑞等^[5]一方面构建双滑模面实现落角的约束,另一方面利用指数趋近律的方法解决滑模“抖振”问题,但模型中并没有考虑干扰的影响;田国兵^[6]应用多滑模面滑模控制理论设计了分通道带落角约束的一体化控制律,但是文献中忽略了通道间耦合因素的影响;曾晓彬等^[7]将目标机动视为有界扰动,建立了在不用估计目标加速度条件下的一体化滑模控制律;梁卓^[8]在充分考虑制导回路与控制回路不确定性的基础上,采用非奇异滑模控制方法设计了一体化状态反馈控制律;WU等^[9]根据线性矩阵不等式(LMI)设计了线性滑动面一体化控制器;文献[10]在建立了一种俯仰平面内冲击角误差一体化模型的基础上,利用滑模控制和非线性扰动观测技术提高一体化系统的快速性;文献[11]将目标的机动视为有界干扰,综合零效脱靶量(ZEM)和落角约束构建滑模面,但文中仅在二维空间考虑,忽略了纵向和横向平面间的耦合关系;文献[12]采用多滑模面控制理论,提出了一种基于冲击角约束的BTT飞行器一体化设计方法,但并没有考虑通道间的耦合因素对系统的影响。

带落角约束的一体化滑模控制方法主要是通过设计带落角的滑模控制面,使得最终落角与期望落角不断接近。滑模控制方法的缺点在于滑模控制以控制量的高频“抖振”来换取系统不确定性的不变性,系统在运行过程中容易产生剧烈的抖动,影响最终控制效果,甚至对实际系统有较大的危害。

3.2 自适应控制方法

自适应控制顾名思义即控制器能够根据被控对象的变化实时调整自己特性的控制方法。自适应控制主要是为了削弱系统中不确定因素所带来的影响。导弹

系统中的不确定性分为两部分,一部分是外部环境对系统所产生的干扰,另一部分是系统数学模型结构和参数的不可预知性。

WANG 等^[13]在建立了严格反馈的制导控制一体化模型基础上,将自适应方法和块动态面方法结合,设计出带落角约束的一体化控制器,然而研究方法中缺少动态模型,未考虑空气动力学的不确定性;CHEN 等^[14]设计了一种自适应方法解决了执行器失效条件下的一体化设计问题,确保能够以期望的落角击中目标;王先哲等^[15]将滑模控制引入到反演法的每一步中,并利用 RBF 神经网络的逼近特性,设计出能够削弱系统不确定因素影响的一体化控制律;HOU 等^[16]以滑模控制思想为引导,构建出能同时调节多个输出的动态面,实现了对精度和落角的控制;文献[17]为了更好地实现拦截机动目标,设计出一种不需要目标机动先验信息的自适应反演一体化制导控制律,并利用平滑的二阶滑模微分器简化了反演法。

3.3 动态面控制方法

动态面控制(Dynamic Surface Control, DSC)方法由 SWAROOP 等于 1997 年提出,主要是针对反演法“微分膨胀”缺陷提出的。其解决“微分膨胀”问题的思路是引入一阶滤波器,使反演法的每一步设计出来的虚拟控制经过该滤波器,就能有效避免膨胀问题。

刘晓东等^[18]设计出一种鲁棒动态逆的方法,并结合动态面控制理论完成了一体化鲁棒算法的设计,然而文中并没有考虑到如何自适应获取鲁棒增益参数;王建华等^[19]基于高频反馈鲁棒控制和块动态面控制方法对所建立的飞行器全状态耦合一体化模型进行一体化设计,较完备地考虑了系统各项耦合因素;LIU 等^[20]在考虑空气动力学参数和惯性力矩不确定性的基础上,建立了一种具有严格反馈形式的一体化模型,随后采用自适应动态面控制理论得到了绕质心运动的虚拟输入,最后基于块动态面控制方法设计了制导控制一体化控制律;文献[21]采用非奇异快速终端滑动面构造动态面控制的第一误差面,设计第一虚拟控制律,保证所需终端角度的打击精度,随后设计了有限时间稳定非线性扩展状态观测器来估计系统中的不确定性,并通过在线训练三层前馈神经网络,将神经自适应技术应用于补偿非线性扩展状态观测器的估计误差;文献[22]利用动态面控制和扩展状态观测器技术,开发了一种具有冲击角约束的三维综合制导控制律,用于存在输入饱和及执行器故障的情况下,BTT 导弹攻击地面固定目标。

动态面控制法的缺点在于需要在线估计未知不确定项的上限,如果不能较好地估计其上线,就会影响到

最终的控制效果。

3.4 反演设计法

反演法(Backstepping)又称反步法,是 20 世纪 90 年代初由 KOKOTOVIC 等提出的一种非线性系统控制器设计方法。在处理系统的非匹配不确定性时有很强的适应能力。

赵瞰等^[23]在利用微分同胚方法得到基于视线角的一体化模型的基础上,设计了一种基于全量耦合模型并满足落角约束的一体化自适应块动态面反演方法;HAN 等^[24]用反步设计方法弥补了滑模控制方法不能处理非匹配不确定项的不足,设计出带落角约束的一体化控制律;赵晨东^[25]结合反演法、自适应滑模控制法,并在设计滑模面的过程中加入偏置项,实现了带落角约束的一体化设计,但没有考虑干扰因素的影响;郭超等^[26]通过设计扩张状态观测器来估计目标加速度和自动驾驶仪回路的干扰,分别利用干扰估计值和反演滑模方法得到虚拟控制力矩,并采用动态控制方法对所得力矩进行分配;孙向宇等^[27]首先设计了连续非光滑扩张状态观测器来补偿不确定性,随后综合反步方法与块动态逆方法,构造了考虑通道耦合因素的一体化制导控制律。

然而在反演法中虚拟控制量的微分会导致项数呈指数增长,计算过程也将急剧增加,会引起“微分膨胀”,将严重影响工程实现应用。

3.5 反馈线性化方法

反馈线性化(Feed Back Linearization, FBL)通过构造微分同胚变换和反馈变换对非线性系统进行完全精确线性化。具体的线性化途径可分为状态反馈线性化和输入/输出线性化。反馈线性化非线性系统时并没有忽略其中的高阶项,所得到的系统是精确的、整体的。然而系统中都是含有不确定项的,可以通过设计合理的观测器,或是利用神经网络估计的方法来解决其对精确模型的依赖性。

梁冰等^[28]通过特征结构配置求取状态反馈控制器的参数化结果,设计了带落角约束的一体化控制器;尹永鑫等^[29]在充分考虑系统内耦合因素影响的情况下,使用微分几何方法对一体化模型进行了反馈线性化,基于特征结构配置方法根据期望性能设计三维制导控制系统的结构,但并没有考虑执行机构特性对制导控制一体化设计的影响;文献[30]在建立了带落角约束模型的基础上,采用动态逆的方法实现反馈线性化,同时为了削弱动态逆方法中不能合理抵消非线性因素的问题,利用扩张状态观测器来估计系统中的不确定性。反馈线性化只适用于数学模型精确、并且非线性是光滑的系统,因而不具备对参数和模型变换的鲁棒性。

3.6 最优控制方法

最优控制是现代控制理论中运用最多、适用性最强的控制理论。它主要思路是在被控系统从初始状态达到预期状态的同时,使得某一个或者某些性能指标达到最优。最优控制从开始的线性方法发展到非线性方法有了极大的进步和拓展,在制导控制一体化技术中有了较好的应用。对于线性最优控制方法,付主木等^[31]采用线性二次型最优反馈控制方法进行一体化设计,并通过设定目标值的方式实现了对落角的约束。

非线性的一体化模型采用线性控制方法显然不够精确。然而非线性控制方法有其设计难点,就是求解HJB方程。目前有两种解算方式,分别是 θ -D方法和状态黎卡提方程(SDRE)方法。韩阳^[4]采用基于 θ -D次最优控制方法去逼近最优控制,既达到了较高的控制精度,又减小了计算量。

4 IGC 发展存在问题及发展趋势

导弹是一个复杂的非线性系统,各系统间的强耦合性、参数的快时变性和不确定性,都给一体化设计带来了极大的困难。导弹不确定的动力学特性、更优的控制性能要求和复杂的飞行环境导致其IGC设计必须具备更高的标准。虽然制导控制一体化技术已经有了较大的进步,但仍然存在许多难点问题,梳理总结有以下几点。

4.1 高控制精度和鲁棒性设计

制导控制精度是控制系统追求的首要目标。飞行过程中存在大量的未知外界干扰和建模不确定性,以及导弹本身设备出现突发故障情况,控制系统误差必将影响最终的控制效果。充分考虑系统不确定性,实现对不确定性的实时估计和补偿可以很大程度上提高导弹的命中率,目前这方面的研究仍处于起步阶段。

执行机构的饱和问题是制导与控制一体化设计的难点问题。导弹舵面偏角的幅值有一定范围,但现阶段大多数文献在设计的过程中并未考虑这个问题,只是简单地在数值仿真的过程中对舵面偏角加以限制。如何在考虑导弹执行机构饱和问题的前提下进行导引与控制一体化设计还需进一步探索。同时,未来战争都是处于网络环境下,网络自身带宽的限制会增大传输时延和丢包的可能性,这势必会降低导弹的制导精度,影响其作战性能的发挥。

4.2 全状态耦合一体化设计

导弹系统是具有明显强耦合特性的,在制导系统与控制系统之间,俯仰、偏航与滚动通道之间都有较强的相关性。目前很多相关文献中只在某一平面或者某一通道内进行了一体化设计,忽略了其耦合作用。虽

然可以很好地简化设计复杂程度,但会影响到所建立模型的准确程度以及系统的整体性能。已有部分文献在一体化设计中考虑到耦合作用的影响,取得了很好的效果。因此,设计考虑耦合因素的全状态制导控制一体化是十分必要的。

4.3 满足多种约束条件下的一体化设计

导弹并不是千篇一律的,根据不同的任务使命有各自的特点和要求。随着目标朝着大机动、小型化方向发展,对导弹武器有了更高的要求。不仅希望导弹能够精确地命中目标,还期望导弹能够以一定的落角击中目标或是在一定空域内解爆等多种约束条件。需要强调的是,目前IGC控制器多集中于渐进收敛至系统平衡点,在理论上收敛时间无穷大,对实际问题没有意义,直接影响制导控制系统的反应速度,因而需要提高控制系统的实时性。

4.4 半实物仿真设计

现有文献基本都是采用数字仿真对设计方法的有效性进行验证,置信度不高。半实物仿真更接近实际情况,对系统的验证更具有实时性。因此,为了有效验证研究结论的可信度,在开展制导控制一体化设计工作时,需要进一步加强在半实物仿真验证领域的研究工作。

5 结束语

制导控制一体化技术主要是针对传统导弹武器系统设计上的不足,在技术条件不断发展的基础上逐渐建立起来的。随着军事技术的进步,现代武器趋向速度快、机动快、体积小,使得导弹拦截、精确打击技术更加困难。一体化设计思想的应运而生,再一次创新推动了导弹、无人机等武器装备的发展。就目前而言,多数文献只停留在理论层面,而一体化设计并不应该只是方程上的推导和算法上的设计,更应该在实践技术领域内对武器系统内部结构进行整合设计。只有这样,制导控制一体化的发展成果才能真正运用于导弹武器系统的工程实践。

参考文献

- [1] 张泽. 导弹制导与控制一体化设计方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
- [2] 宋海涛,张涛,张国良. 飞行器制导控制一体化技术[M]. 北京:国防工业出版社,2017.
- [3] WILLIAMS D E, RICHMAN J, FRIEDLAND B. Design of an integrated strapdown guidance and control system for a tactical missile[C]//Guidance & Control Conference, 1983. doi:10.2514/6.1983-2169.
- [4] 韩阳. 带落角约束制导炸弹制导控制一体化设计[D].

- 长沙:国防科学技术大学,2014.
- [5] 潘瑞,于云峰,凡永华.带落角约束的鸭/尾舵复合控制导弹制导控制一体化设计[J].弹箭与制导学报,2017(4):23-26.
- [6] 田国兵.带落角约束的BTT飞行器制导控制一体化方法研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2011.
- [7] 曾晓彬,徐敏.超声速巡航弹俯冲攻击制导控制一体化设计[J].计算机仿真,2011,28(11):22-25.
- [8] 梁卓.SINS/GPS制导炸弹变结构制导控制系统设计与研究[D].南京:南京理工大学,2009.
- [9] WU P, YANG M. Integrated guidance and control design for missile with terminal impact angle constraint based on sliding mode control[J]. Journal of Systems Engineering & Electronics, 2012, 21(4):623-628.
- [10] YANG S, GUO J, ZHOU J. New integrated guidance and control of homing missiles with an impact angle against a ground target[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2018;1-10.
- [11] ZHANG K, LI P, LYU M, et al. Integrated guidance and control design of missile with terminal impact angle constraint[C]//International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA), IEEE, 2015. doi:10.1109/ICMA.2015.7237591.
- [12] CHAO T, WANG S Y, TIAN G B, et al. Integrated guidance and control with terminal impact angular constraint for bank to turn flight vehicle[C]//The 33rd Chinese Control Conference, IEEE, 2014. doi:10.1109/CHICC.2014.6896707.
- [13] WANG J H, LIU L H, ZHAO T, et al. Integrated guidance and control for hypersonic vehicles in dive phase with multiple constraints[J]. Aerospace Science & Technology, 2016, 53:103-115.
- [14] CHEN B, LIAO F, JI H B, et al. An adaptive integrated guidance and control design against ground fixed targets[J]. Modern Radar, 2016(3):78-85.
- [15] 王先哲,吴庆宪,姜长生.带落角约束的导弹制导与控制一体化设计[J].航空兵器,2011(6):23-28.
- [16] HOU M Z, DUAN G G. Integrated guidance and control of homing missiles against ground fixed targets[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(2):162-168.
- [17] HE S M, SONG T, LIN D F. Impact angle constrained integrated guidance and control for maneuvering target interception[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2017, 40(10):1-9.
- [18] 刘晓东,黄万伟,杜立夫.含攻击角度约束的三维制导控制一体化鲁棒设计方法[J].控制理论与应用,2016,33(11):1535-1542.
- [19] 王建华,刘鲁华,赵瞰,等.带落角约束的超声速飞行器制导控制一体化设计[J].电机与控制学报,2017(2):76-86.
- [20] LIU W K, WEI Y Y, DUAN G R. Integrated guidance and control with impact angle constraint[C]//Chinese Automation Congress, IEEE, 2017. doi:10.1109/CAC.2017.8242887.
- [21] LAI C, WANG W H, LIU Z H, et al. Three-dimensional integrated guidance and control for terminal angle constrained attack against ground maneuvering target[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2018, 233(7):1-20.
- [22] WANG W H, XIONG S F, WANG S, et al. Three dimensional impact angle constrained integrated guidance and control for missiles with input saturation and actuator failure[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 53:169-187.
- [23] 赵瞰,王鹏,刘鲁华,等.带落角约束的高超声速飞行器一体化制导控制[J].控制理论与应用,2015,32(7):925-933.
- [24] HAN Y, GUO H W, CHONG Y H. Integrated guidance and control with terminal angle constraint[C]//Guidance, Navigation & Control Conference, IEEE, 2014. doi:10.1109/CGNCC.2014.7007347.
- [25] 赵晨东.带落角约束的导弹滑模制导控制一体化设计[J].计算机测量与控制,2016,24(1):128-131.
- [26] 郭超,宋琛,赵玉杰.攻击角约束的拦截弹制导控制一体化设计[J].飞行力学,2017(2):44-48.
- [27] 孙向宇,晁涛,王松艳,等.考虑通道耦合因素的制导控制一体化设计方法[J].宇航学报,2016,37(8):936-945.
- [28] 梁冰,徐殿国,段广仁.导弹俯仰通道带有落角约束的制导与控制一体化设计[J].科学技术与工程,2008,8(1):70-75.
- [29] 尹永鑫,杨明,王子才.导弹三维制导控制一体化设计[J].电机与控制学报,2010,14(3):87-91.
- [30] 尹永鑫,石文,杨明.基于动态逆和状态观测的制导控制一体化设计[J].系统工程与电子技术,2011,33(6):1342-1345.
- [31] 付主木,赵晨东,孙兴龙.带落角约束的导弹制导控制一体化最优控制律设计[J].电光与控制,2017,24(8):9-12,47.