

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2018.03.017

BTT 导弹三维制导控制一体化建模与仿真

马立群,段朝阳,张公平,候冰

(中国空空导弹研究院,洛阳 471009)

摘要:针对带有一定机动能力的飞行目标,结合弹目运动关系与导弹自身的动力学特性,给出了倾斜转弯(BTT)拦截导弹的俯仰、滚转、航向三通道独立制导控制一体化(IGC)设计。首先分别建立三通道数学模型,并给出了指令信号的计算形式,随后设计了基于动态面的 IGC 反步控制算法,最后在三维空间下进行目标拦截仿真验证。仿真结果表明,所建立的三通道模型能够充分描述目标与导弹之间的运动关系,设计的算法能够实现导弹对目标的精确拦截,且具有一定的抗机动能力。

关键词:倾斜转弯(BTT);制导控制一体化(IGC);三通道独立控制;反步控制;建模与仿真

中图分类号:TJ765.1

文献标志码:A

文章编号:2095-8110(2018)03-0099-05

Modeling and Simulation of Three-Dimensional Integrated Guidance and Control Design for BTT Missile

MA Li-qun, DUAN Chao-yang, ZHANG Gong-ping, HOU Bing

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: To intercept the target with a certain maneuver capability, the design of three-channel independent integrated guidance and control(IGC) for bank-to-turn(BTT) missile is presented with considering the movement between missile and target and the dynamic characteristics of missile. Firstly the mathematical model of three-channel is established and the calculation forms of the command signal are given. Then the IGC backstepping control algorithm based on dynamic surface is designed. Finally, the simulation of target interception in three-dimensional space is carried out. The simulation results show that the three-channel independent model can fully describe the motion relationship between the target and missile, and the designed algorithm can achieve an ideal miss distance with a certain anti-maneuvering ability.

Key words: Bank to turn (BTT); Integrated guidance and control (IGC); Three-channel independent control; Backstepping control; Modeling and simulation

0 引言

相比于导弹常见的侧滑转弯(Skid-to-turn, STT)形式,倾斜转弯(Bank to Turn, BTT)机动具有以下优点:1)在主升力面具有更大的过载能力,机动性强;2)侧向通道通过抑制侧滑角的产生使

导弹具有良好的气动稳定特性,放宽了攻角的最大限制;3)可以为冲压发动机动力装置提供理想的工作环境,从而有效增加飞行速度和射程;4)在侧向具有稳定特性的基础上,可用双通道控制代替三通道控制,减小系统的复杂性与导弹自身质量。在 BTT 导弹的飞行过程中,由制导系统产生

收稿日期:2017-03-12;修订日期:2017-10-23

基金项目:航空科学基金(2015ZC12006)

作者简介:马立群(1988-),男,博士研究生,主要从事自动驾驶仪设计方面的研究。E-mail:coldplay_mlq@163.com

法向和侧向过载指令,然后解算出滚转角指令信号,最后通过导弹自动驾驶仪实现跟踪。制导系统、控制系统、舵系统组成的多回路系统的稳定运行,需要内外回路之间带宽配合保证。但在遇靶前弹目运动关系变化非常快,制导系统带宽逐渐增大,频谱分离假设被破坏,最后的命中精度会受到一定影响。

制导控制一体化(Integrated Guidance and Control, IGC)最早由 Williams D E 等^[1]提出,其核心思想是将弹目运动与导弹自身动力学特性看成一个整体,在此基础上进行算法设计,这样可以避免内外回路之间出现的时延,同时可以有效节省设计成本。文献[2]系统地综述了 IGC 建模与 IGC 算法设计的研究现状,并给出了一种基于自抗扰控制的三维 IGC 设计; Shtessel Y B 等^[3]针对大机动目标拦截,设计了二维平面内基于二阶滑模变结构控制的 IGC 算法;舒燕军等^[4]针对一种轨控式拦截弹,给出了基于动态面反步方法的 IGC 设计过程,并利用非线性干扰观测器估计系统中的不确定性,增强系统鲁棒性;R Padhi 等^[5]提出了一种部分 IGC 概念,将系统的快慢变状态量分解,设计了两回路的 IGC 结构,并在三维空间目标拦截中进行了验证。上述文献的研究目标多集中在二维纵向平面或 STT 导弹的三维 IGC 设计问题,本文在前人研究的基础上,给出一种针对 BTT 导弹的三通道独立 IGC 设计,首先分别建立了 BTT-90 面对称控制导弹三通道的 IGC 模型,随后设计了基于动态面方法的反步控制算法,最后在三维空间下对模型和算法进行仿真验证。

1 制导控制一体化模型

在 IGC 三通道建模过程中做出如下假设:

- 1) 假设目标在飞行过程中的运动过程可以简化为质点运动,便于建模分析;
- 2) 假设在导弹拦截过程中侧滑角可以保持在一个小量范围内,满足 $\beta \approx \sin\beta \approx 0, \cos\beta = 1$;
- 3) 假设导弹舵面面积小,忽略导弹舵面偏转产生的气动力对弹体作用,主要考虑气动力矩。

坐标系是为了描述导弹与目标之间位置变化与导弹自身动力学特性而选取的参考基准。在本文建模中所选取的地面坐标系 $Ax_i y_i z_i$, 弹体坐标系 $Ox_b y_b z_b$ ^[6], 稳定坐标系 $Ox_s y_s z_s$ 的定义为弹体坐标系绕 z_b 偏转 α 角产生的新坐标系,弹目相对位

置在不同坐标系之间的转换如式(1)所示。

$$\begin{cases} [x_e^b, y_e^b, z_e^b]^T = \mathbf{L}(\gamma, \vartheta, \psi)[x_e^i, y_e^i, z_e^i]^T \\ [x_e^i, y_e^i, z_e^i]^T = [x_e^s, y_e^s, z_e^s]^T - [x_m^i, y_m^i, z_m^i]^T \\ [x_e^s, y_e^s, z_e^s]^T = \mathbf{L}(\alpha)[x_e^b, y_e^b, z_e^b]^T \end{cases} \quad (1)$$

BTT 导弹在三维空间内拦截目标的运动示意图如图 1 所示。

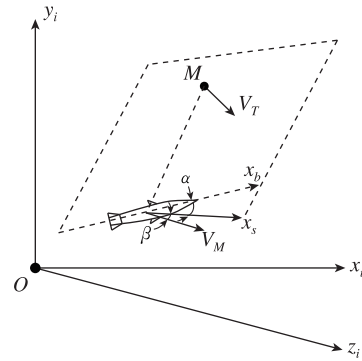


图 1 BTT 导弹三维空间目标拦截示意图

Fig. 1 BTT missile 3D space interception

1.1 俯仰通道模型

在拦截过程中,导弹通过倾斜弹体使纵向对称面不断地对准目标。在纵向对称面与目标构成的二维平面内,设计 IGC 算法使弹目之间的视线角速度时刻保持在零附近,即可保证最终的拦截脱靶量精度。针对导弹的俯仰通道,结合弹目之间的运动关系,建立模型如式(2)所示。

$$\begin{cases} \dot{x}_{z1} = f_{z1}(t, x_{z1}) + b_{z1}(t)x_{z2} \\ \dot{x}_{z2} = f_{z2}(t, x_{z1}, x_{z2}) + b_{z2}(t)x_{z3} \\ \dot{x}_{z3} = f_{z3}(t, x_{z1}, x_{z2}, x_{z3}) + b_{z3}(t)\delta_{zcmd} \end{cases} \quad (2)$$

其中,系统状态变量 $\mathbf{x}_z = [\dot{q}_s \quad \ddot{q}_s \quad \omega_z]^T$ 分别为俯仰平面内视线角速度、视线角加速度与俯仰角速度。

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_z &= \begin{bmatrix} 0 & f_{z2} & \frac{M_z^a \alpha + M_z^{\omega_z} \omega_z}{J_z} \end{bmatrix}^T \\ \mathbf{b}_z &= \begin{bmatrix} 1 & -\frac{V_m \cos(q_s - \theta_s)}{T_a r} & \frac{M_z^{\delta_z}}{J_z} \end{bmatrix}^T \\ f_{z2} &= 6 \frac{V_r^2}{r^2} x_{z1} - 2x_{z1}^3 + \frac{3n_L \sin(q_s - \theta_s)}{r} x_{z1} - \\ &\quad \frac{n_L}{rmV_M} \sin(q_s - \theta_s) (F_x \sin\alpha - F_z \cos\alpha) + \\ &\quad \left(\frac{3n_L V_r}{r^2} + \frac{n_L}{rT_a} \right) \cos(q_s - \theta_s) \end{aligned}$$

r 表示目标在导弹纵向对称面的投影与导弹之间的距离, V_r 表示弹目相对速度在 r 方向分量, n_L

表示导弹的法向过载, V_M 表示导弹速度, F 表示导弹所受气动力, M 表示气动力系数, T_a 为时间系数。 q_s 的导数形式具体可以表示为式(3)

$$\dot{q}_s = \omega_z + \frac{d}{dt} \left(\tan^{-1} \frac{x_e^b}{y_e^b} \right) \quad (3)$$

θ_s 为俯仰平面内速度倾斜方向, 速度与视线之间的夹角可表示为式(4)

$$q_s - \theta_s = \tan^{-1} \frac{x_e^s}{y_e^s} \quad (4)$$

在导弹拦截目标的过程中, 依据经典制导思想, 需保持零视线角速度, 所以对俯仰通道模型来说, 有指令信号 $q_{s\text{cmd}} = \dot{q}_{s\text{cmd}} = \ddot{q}_{s\text{cmd}} = 0$ 。

1.2 滚转通道模型

对导弹滚转通道的动力学方程进行合理的假设和简化, 可以建立滚转通道 Backstepping 标准设计模型如式(5)所示。

$$\dot{x}_{x1} = f_{x1}(t, x_{x1}) + b_{x1}(t)\delta_{x\text{cmd}} \quad (5)$$

式中, x_{x1} 为导弹绕稳定系 x_s 轴滚转的角速度, $f_{r1} = \frac{M_x^\beta \beta + M_x^{\omega_x} \omega_{xs}}{J_x}$, $b_{r1} = \frac{M_x^{\delta_x}}{J_x}$, 具体可以表示为式(6)

$$x_{x1} = \omega_x \cos \alpha - \omega_y \sin \alpha \quad (6)$$

导弹在拦截亚音速小机动目标过程中, 滚转通道的主要控制目的是使目标与导弹的纵向对称面始终保持在同一平面内, 使弹目拦截问题可以简化到二维平面内, 发挥导弹的最大过载能力, 导弹在三维空间中的滚转角期望值可以表示为

$$\gamma_{\text{cmd}} = \tan^{-1} \frac{z_e^s}{y_e^s} \quad (7)$$

将通过坐标变换得到的滚转角指令通过比例系数计算, 得到滚转通道 Backstepping 模型中所需的滚转角速度指令如式(8)所示。

$$\omega_{x\text{cmd}} = k_x^y (\gamma_{\text{cmd}} - \gamma_0) \quad (8)$$

其中, $\gamma_0 = 0$, $k_x^y > 0$, 同时对滚转角速度指令进行限幅 $|\omega_{x\text{cmd}}| \leq \omega_{x\text{max}}$, 同时兼顾快速性和稳定性。

1.3 航向通道模型

导弹的航向通道主要控制目标就是使导弹的侧滑角在飞行过程中保持在零附近, 确保俯仰通道和航向通道的解耦。在建模过程中忽略惯性耦合项, 与俯仰通道类似, 建立航向通道标准的 Backstepping 控制模型如式(9)所示。

$$\begin{cases} \dot{x}_{y1} = f_{y1}(t, x_{y1}) + b_{y1}(t)x_{y2} \\ \dot{x}_{y2} = f_{y2}(t, x_{y1}, x_{y2}) + b_{y2}(t)\delta_{y\text{cmd}} \end{cases} \quad (9)$$

式中, $x_y = [\beta \quad \omega_y]^T$, $b_y = \left[1 \quad \frac{M_y^{\delta_y}}{J_y} \right]^T$, $f_y =$

$$\left[\frac{Z^\beta \beta + G_z}{m V_m} \quad \frac{M_y^\beta \beta + M_y^{\omega_y} \omega_y}{J_y} \right]^T$$

, 导弹在飞行过程中

需保持侧滑角信号在零点附近的小范围之内, 则式(9)的指令信号可表示为 $\beta_{\text{cmd}} = \dot{\beta}_{\text{cmd}} = 0$ 。

2 IGC 反步算法设计

在应用反步控制设计算法的过程中, 由于在构造指令信号过程中应用到了大量的微分信号, 为了防止出现微分爆炸问题, 在各子系统信号传递之间构造低通滤波器来获取指令微分。同时, 在设计过程中增加积分控制, 可以保证最终的控制精度, 增加抗干扰能力。Backstepping 实际上是一种状态反馈控制方法, 在建模过程中引入了视线角的高阶微分信息对弹目相对运动进行描述, 这里采用高阶滑模观测器对视线角速度和加速度进行估计^[7-8]。基于第1节中所建立的模型, 在俯仰通道内, 控制指令的解算过程如式(10)所示。

$$\begin{cases} u_{zv1} = b_{z1}^{-1} [\ddot{q}_{s\text{cmd}} + k_z^{\text{bsp1}}] (\dot{q}_{s\text{cmd}} - x_{z1}) dt - \\ \quad f_{z1} + k_z^{\text{bsp1}} (\dot{q}_{s\text{cmd}} - x_{z1}) \\ \dot{u}_{zv1} = k_z^{\text{flt1}} (u_{zv1} - u_{zv1}) \\ \dot{\epsilon}_{z1} = -k_z^{\text{bsp1}} \int (\dot{q}_{s\text{cmd}} - x_{z1}) dt - k_z^{\text{bsp1}} \epsilon_{z1} + \\ \quad b_{z1} (u_{zv1} - u_{zv1}) \\ u_{zv2} = b_{z2}^{-1} [\dot{\epsilon}_{z1} + b_{z1} (\dot{q}_{s\text{cmd}} - x_{z1} - \epsilon_{z1}) - \\ \quad f_{z2} + k_z^{\text{bsp2}} (u_{zv1} - x_{z2})] \\ \dot{u}_{zv2} = k_z^{\text{flt2}} (u_{zv2} - u_{zv2}) \\ \dot{\epsilon}_{z2} = -k_z^{\text{bsp2}} \epsilon_{z2} + b_{z2} (u_{zv2} - u_{zv2}) \\ \delta_{z\text{cmd}} = b_{z3}^{-1} [\dot{\epsilon}_{z2} + b_{z2} (u_{zv1} - x_{z2} - \epsilon_{z2}) - f_{z3} + \\ \quad k_z^{\text{bsp3}} (u_{zv2} - x_{z3})] \end{cases} \quad (10)$$

式中, k_z^{bsp} 为反步控制参数, k_z^{flt} 为引入的低通滤波器参数, u_{zv} , u_{zvf} 与 ϵ_z 以及各自导数均表示构造最后的控制输入信号过程中所假设的中间变量, $\delta_{z\text{cmd}}$ 表示舵面指令信号。反步控制设计过程中虚拟指令信号与实际(舵面)指令信号是基于 Lyapunov 得到的, 这样可以保证系统状态变量的半全局一致有界性, 即系统的各跟踪误差可以在有限时间内收敛到零点任意小的范围之内。反步控制中 Lyapunov 函数构造与稳定性证明可以参考文献[9-10], 文中不再赘述。与俯仰通道类似, 滚转通道舵面指令信号构造如式(11)所示。

$$\delta_{x\text{cmd}} = b_{x1}^{-1} [\dot{\omega}_{x\text{cmd}} + k_x^{\text{bsp1}} \int (\omega_{x\text{cmd}} - x_{x1}) dt - f_{x1} + k_x^{\text{bsp1}} (\omega_{x\text{cmd}} - x_{x1})] \quad (11)$$

航向通道舵面指令信号构造如式(12)所示。

$$\begin{cases} u_{yv1} = b_{y1}^{-1} [\dot{\beta}_{\text{cmd}} + k_y^{\text{bsp1}} \int (\beta_{\text{cmd}} - x_{y1}) dt - f_{y1} + k_y^{\text{bsp1}} (\beta_{\text{cmd}} - x_{y1})] \\ \dot{u}_{yv1} = k_y^{\text{flt1}} (u_{yv1} - u_{yv1}) \\ \dot{\epsilon}_{y1} = -k_y^{\text{bsp1}} \int (\beta_{\text{cmd}} - x_{y1}) dt - k_y^{\text{bsp1}} \epsilon_{y1} + b_{y1} (u_{yv1} - u_{yv1}) \\ \delta_{y\text{cmd}} = b_{y2}^{-1} [\dot{\epsilon}_{y1} + b_{y1} (\beta_{\text{cmd}} - x_{y1} - \epsilon_{y1}) - f_{y2} + k_y^{\text{bsp2}} (u_{yv1} - x_{y2})] \end{cases} \quad (12)$$

3 仿真验证

本节对基于动态面 Backstepping 的 IGC 算法进行仿真验证,同时为了表征算法先进性,与传统的制导与控制分离形式进行对比,将二者同时代入到弹目三维相对运动方程与导弹六自由度全状态非线性模型中进行仿真计算。仿真校验中,导弹与目标初始相对距离为 5.8km,垂直视线角 25°,水平视线角 0°,初始位置分别为 (0, 4000, 0)^T, (5221, 6434, 0)^T,导弹初始弹道倾角 10°,迎角 0°。在地面坐标系下,导弹与目标的初始速度分别为 (670, 120, 0)^T, (-220, 0, 60)^T,目标在侧向做周期为 4s,幅值为 4g 的正弦机动,假设导弹执行机构可以简化为一阶传递函数 $\frac{1}{0.01s + 1}$,限幅为 25°,导弹在遇靶前 100m 锁定舵面,依靠本身的惯性飞向目标,弹目之间的相对运动和导弹状态变化如图 2 所示。

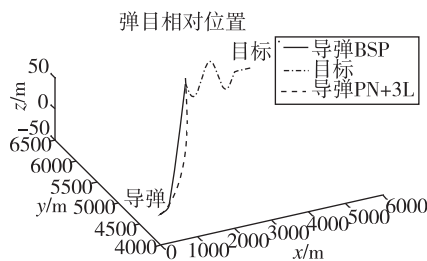


图 2 弹目相对位置变化

Fig. 2 Position of missile and target

由图 2~图 6 可知,导弹在拦截目标过程中,经过初始调整后,俯仰通道视线角速率在遇靶前,可以始终保持在 0 附近的小范围内,导弹的侧滑角可以抑制在 1°以内,满足通道间的解耦要求;导弹的最终脱

靶量为 0.33m,满足高精度拦截要求。相比于传统方法,导弹的迎角、侧滑角、角速度变化更加平缓,舵面控制效率高,拦截精度也具有一定的优势。

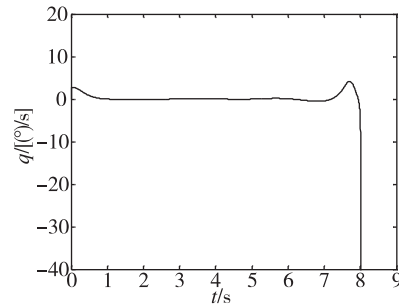


图 3 视线角速率随时间变化

Fig. 3 Line-of-sight angular rate of the missile

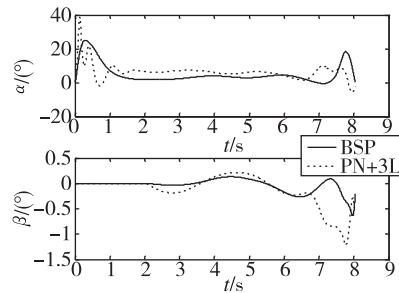


图 4 迎角与侧滑角随时间变化

Fig. 4 Attack angle and sideslip angle of the missile

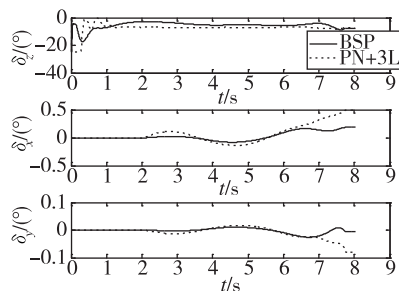


图 5 导弹三通道等效舵面随时间变化

Fig. 5 Control surface deflections of the missile

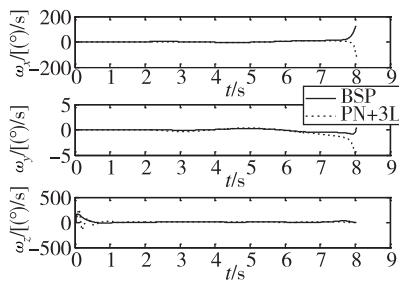


图 6 姿态角速度随时间变化

Fig. 6 Attitude angular rate of the missile

4 结论

本文针对 BTT 导弹,建立了三通道独立的 IGC 模型,设计了基于 Backstepping 的 IGC 算法,仿真结果表明针对亚音速目标 BTT 导弹具有较高的拦截精度,且具有一定的抗机动能力,可为工程应用提供一定参考。Backstepping 是一种基于模型的控制算法,在本文 IGC 建模过程中有诸多假设和简化,同时在导弹飞行过程中气动参数会不断的变化,外界也存在诸多干扰,因此如何增强算法的鲁棒性,提高拦截过程中的抗干扰能力,是下一步需要着重考虑研究的问题。

参考文献

- [1] Williams D, Richman J, Friedland B. Design of an integrated strapdown guidance and control system for a tactical missile[C]// Guidance and Control Conference, 1983: 2169.
- [2] 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, 12(30): 1511-1520.
- [3] 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.
- [4] 舒燕军,唐硕. 轨控式复合控制导弹制导与控制一体化反步设计[J]. 宇航学报, 2013, 34(1): 79-84.
- [5] Padhi R, Chawla C, Priya G D, et al. Partial integrated guidance and control of surface-to-air interceptors for high speed targets [C]// 2009 American Control Conference. Saint Louis, 2009.
- [6] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2013.
- [7] Levant A. Higher-order sliding modes, differentiation and output-feedback control [J]. International Journal of Control, 2003, 76(9): 924-941.
- [8] Iqbal S, Edwards C, Bhatti A I. Robust feedback linearization using higher order sliding mode observer [C]// Proceedings of the 2011 50th IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference. Orlando, 2011: 7968-7973.
- [9] 张金鹏,周池军,雷虎民. 基于滑模反演控制方法的纵向制导控制一体化设计[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(1): 11-16.
- [10] Yan H, Ji H. Integrated guidance and control based on backstepping and input-to-state stability [C]// 2011 30th Chinese Control Conference (CCC). Yantai, IEEE, 2011: 602-608.