

基于加幂积分方法的制导控制一体化设计

孙向宇¹, 王松艳¹, 杨胜江², 晁涛^{1†}

(1. 哈尔滨工业大学 控制与仿真中心, 哈尔滨 150080; 2. 北京空天技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 针对高超声速飞行器纵向制导控制一体化设计问题展开研究. 首先建立纵向制导与控制系统一体化设计模型; 然后结合非线性干扰观测器与加幂积分方法设计制导与控制一体化算法, 并借助相关基础理论证明级联系统是全局有限时间稳定的. 所提出的方法可以使制导与控制系统协调配合, 更充分地利用飞行器控制能力. 通过与反步滑模制导控制一体化设计方法进行对比仿真, 验证了该方法有效且更具优势, 并通过模拟外扰及参数扰动情况下的仿真验证了所提出方法亦具备较强的鲁棒性.

关键词: 高超声速飞行器; 加幂积分; 有限时间稳定; 制导控制一体化; 级联系统

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

Adding a power integrator technique based integrated guidance and control design

SUN Xiang-yu¹, WANG Song-yan¹, YANG Sheng-jiang², CHAO Tao^{1†}

(1. Control and Simulation Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China; 2. Beijing Aerospace Technology Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: The longitude integrated guidance and control design approach of the hypersonic vehicle is studied. The longitude design model for designing the integrated guidance and control law is built, and by combining nonlinear disturbance observer and adding a power integrator technique, a new integrated guidance and control law is proposed. Based on the relevant foundation theory, the cascaded system is demonstrated to be finite-time stabilized. The proposed approach can make the guidance and control systems coordinate well, and make full use of the control capability of vehicle. Compared to the back-stepping based sliding-mode integrated guidance and control approach according to the nominal simulation, the adding a power integrator based approach is effective and much better. The simulations with different maneuvering target and parameter deviation verify the strong robustness of the proposed method.

Keywords: hypersonic vehicle; adding a power integrator technique; finite-time stabilized; integrated guidance and control; cascaded system

0 引 言

高超声速飞行器有巨大的军事和民用前景, 在情报收集、侦查监视、通讯保障等方面具有独特的优势^[1]. 目前, 世界航空大国已进行过多次试飞, 积累了很多设计经验, 但在高速和特殊的飞行环境中, 飞控系统的设计依然面临很多复杂的新问题^[2]. 采用制导与控制系统一体化设计的策略可以更合理地进行控制量调度, 在很多低速运动对象的控制中已经收到良好效果(如文献[3-5]), 近年来这种设计思路在制导控制系统设计领域逐步成为研究热点. 由于将姿态

控制产生的影响因素引入到制导系统设计环节中, 减少了过度控制, 为高速运动对象的制导控制系统设计提供了新的解决思路. 然而, 现有的制导控制一体化设计方法还没有完全从全局意义上解决问题, 一体化程度还不够高, 潜在性能有待进一步地挖掘.

从上世纪八十年代起源至今, 制导与控制一体化设计方法取得了较多成果: 逐步从只考虑控制回路动态影响因素向控制回路完全引入的方向发展; 由系统渐近稳定控制向有限时间稳定控制发展; 从二维平面控制向三维平面控制发展; 从通道间近似分

收稿日期: 2016-11-18; 修回日期: 2017-01-13.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61403096); 中国博士后科学基金项目(2014M551242); 中央高校基本科研业务费专项资金项目(HIT.NSRIF.2014036, HIT.NSRIF.2015036); 黑龙江省博士后经费项目(LBH-Z12112); 教育部重点科研基金项目(02152).

作者简介: 孙向宇(1985—), 男, 博士生, 从事飞行器制导与控制系统设计、仿真与性能评估的研究; 王松艳(1976—), 女, 副教授, 从事飞行器制导与控制系统设计、仿真与性能评估等研究.

†通讯作者. E-mail: chaotao2000@163.com

离设计向考虑通道间耦合因素方向发展. 其中, 不乏很多具有代表性的成果: Chwa等^[6]将飞行器的控制回路视为带有动态不确定性的二阶环节, 采用滑模控制方法设计了非线性制导律; 查旭等^[7]采用一种特殊的终端滑模控制面, 利用非线性终端滑模控制方法解决了带有非匹配不确定性及未建模动态的一体化设计问题, 设计结果保证了系统状态有限时间收敛; Shima等^[8]在拦截弹纵向平面内采用零控脱靶量作为滑模面, 设计了制导控制一体化滑模控制器, 设计过程简单且终端精度高, 但对初始方向对准要求高; 尹永鑫等^[9]结合扩张状态观测器与动态逆方法, 设计了一种具有较好鲁棒性的制导控制一体化控制律; Hou等^[10]针对寻的导弹采用自适应块动态面方法设计了制导控制一体化控制器, 设计中采用了自适应方法对不确定上界进行了有效估计补偿, 提高了系统的鲁棒性. 除此之外, 一些新成果^[4, 11-12]也为制导控制一体化设计提供了新思路. 以上设计方法多采用反步设计方法, 各子系统间的联系靠控制参数进行调节, 缺乏全局调控, 且控制过程中一般采用一阶滤波方法求取控制量的导数, 影响系统的全局收敛特性.

加幂积分方法是连续非光滑控制方法中的一种, 该方法可以保证系统全局有限时间收敛, 具有比光滑控制更强的抗扰动性能^[13]. 加幂积分方法在低阶非线性系统^[14]中有所应用, 并获得了较好的控制效果, 但是对制导与控制一体化设计模型这类高阶非线性级联系统还没有应用成果. 本文借鉴加幂积分控制方法, 针对制导与控制系统模型设计一体化控制算法, 相比于基于反步控制方法设计的制导控制一体化方法, 能够避免对虚拟控制量进行反复求导, 获得更加紧凑的全局稳定控制效果.

1 理论基础

引理1^[13] 有限时间Lyapunov稳定性定理对于任意系统而言, 如果存在连续可微函数 $V, U \rightarrow R$ 满足下列条件: 1) V 是正定函数; 2) 存在正实数 $c > 0$ 和 $\alpha \in (0, 1)$, 以及一个包含原点的开邻域 $U_0 \in U$, 使得

$$\dot{V}(x) + cV^\alpha(x) \leq 0, x \in U_0$$

成立, 则系统为有限时间稳定的. 若 $U = U_0 = R^n$, 且 $V(x)$ 径向无界, 则系统是全局有限时间稳定的. 此外, 系统的有限收敛时间满足

$$T \leq V(x(0))^{1-\alpha}/c(1-\alpha).$$

引理2^[15] 若 $0 < \rho < 1$, 且 ρ 可以写成互质奇数相除的形式, 则对于任意的 $x, y \in R$, 存在

$$|x^\rho - y^\rho| \leq 2^{1-\rho}|x - y|^\rho.$$

引理3^[15] 对于任意 $x, y \in R, c > 0, d > 0$ 及任

意的非负实函数 $\gamma(x, y)$, 存在

$$|x|^c|y|^d \leq \frac{c}{c+d}\gamma(x, y)|x|^{c+d} + \frac{d}{c+d}\gamma^{-\frac{d}{c}}(x, y)|y|^{c+d}.$$

引理4^[16] 若 $x_i \in R, i = 1, 2, \dots, n, 0 < p \leq 1$ 为实数, 则下列不等式成立:

$$\begin{aligned} (|x_1| + |x_2| + \dots + |x_n|)^p &\leq \\ |x_1|^p + |x_2|^p + \dots + |x_n|^p &\leq \\ n^{1-p}(|x_1| + |x_2| + \dots + |x_n|)^p. & \end{aligned}$$

引理5^[15] 假设 $x(t)$ 和 $x^*(t)$ 是关于时间 t 的连续函数, 则

$$\omega(t) = \int_{x^*(t)}^{x(t)} (s^q - x^{*q}(s))^{2-\frac{1}{q}} ds$$

为可导的正定函数, 其中 $q = q_1/q_2, q_1$ 和 q_2 为互质的正奇数.

2 研究问题描述

建立高超声速飞行器在俯冲攻击段的纵向制导与控制一体化设计模型, 首先建立飞行器与目标之间的相对运动模型.

图1所示为飞行器与目标在俯仰平面的相对运动关系, OX, OY 分别代表发射坐标系的 X 轴和 Y 轴, M 和 T 分别代表飞行器和目标, ρ 代表飞行器与目标间的相对距离, λ 代表视线高低角, V_t 和 V_m 分别代表目标和飞行器的机动速度, a_t 和 a_m 分别代表目标和飞行器的加速度, θ_t 和 θ_m 分别代表目标和飞行器的速度倾角. 相对运动关系可以描述为

$$\begin{cases} \dot{\rho} = V_t \cos(\lambda - \theta_t) - V_m \cos(\lambda - \theta_m), \\ \rho \dot{\lambda} = -V_t \sin(\lambda - \theta_t) + V_m \sin(\lambda - \theta_m). \end{cases} \quad (1)$$

可以推导得出

$$\ddot{\lambda} = -\frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\lambda} + a_t \cos(\lambda - \theta_t) - a_m \cos(\lambda - \theta_m). \quad (2)$$

飞行器所受的升力 Y 和俯仰力矩 M_z 可以由下式计算得到:

$$Y = 57.3qs(c_y^\alpha \alpha + c_y^{\delta_z} \delta_z), \quad (3)$$

$$M_z = \frac{qsl^2 m_z^\omega}{V_m} \omega_z + 57.3qslm_z^\alpha \alpha + 57.3qslm_z^{\delta_z} \delta_z. \quad (4)$$

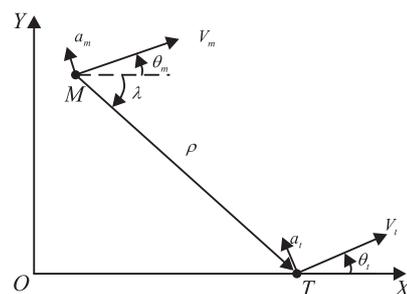


图1 飞行器与目标相对运动关系

假设1 由于气动舵偏角产生的升力远远小于攻角产生的升力,本文在动力学模型建模过程中忽略了俯仰舵偏角产生的升力项. 飞行器的动力学与运动学表达式可以描述如下:

$$\begin{cases} mV_m \frac{d\theta_m}{dt} = Y - mg \cos \theta_m, \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z, \\ \frac{dx}{dt} = V_m \cos \theta_m, \\ \frac{dy}{dt} = V_m \sin \theta_m, \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z, \\ \alpha = \vartheta - \theta_m. \end{cases} \quad (5)$$

其中: q 代表动压, m 代表飞行器的质量, s 和 l 分别代表飞行器的参考面积和长度, c_y^α 代表升力系数对攻角的偏导数, m_z^α 、 $m_z^{\omega_z}$ 、 $m_z^{\delta_z}$ 分别代表俯仰力矩系数对攻角 α 、俯仰角速度 ω_z 和俯仰舵偏角 δ_z 的偏导数, x 和 y 代表飞行器位移在发射系的两个坐标轴上的投影, ϑ 代表俯仰角. 综合以上模型可以得到纵向制导控制一体化设计模型为

$$\begin{cases} \ddot{\lambda} = -\frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\lambda} - \frac{57.3qsc_y^\alpha}{m} \alpha + \\ g \cos \theta_m \cos(\lambda - \theta_m) + \Delta_\lambda, \\ \dot{\alpha} = -\frac{57.3qsc_y^\alpha}{mV_m} \alpha + \omega_z + \frac{g \cos \theta_m}{V_m} + \Delta_\alpha, \\ \dot{\omega}_z = \frac{57.3qslm_z^\alpha}{J_z} \alpha + \frac{qsl^2 m_z^{\omega_z}}{J_z V_m} \omega_z + \\ \frac{57.3qslm_z^{\delta_z}}{J_z} \delta_z + \Delta_{\omega_z}, \end{cases} \quad (6)$$

其中 Δ_λ 、 Δ_α 、 Δ_{ω_z} 为系统中存在的不确定性. 将式(6)转化为状态方程的形式为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + a_{12}x_2 + \Delta_1, \\ \dot{x}_2 = f_2(x_2) + a_{33}x_3 + \Delta_2, \\ \dot{x}_3 = f_3(x_2, x_3) + bu + \Delta_3. \end{cases} \quad (7)$$

其中: $[x_1, x_2, x_3]^T = [\dot{\lambda}, \alpha, \omega_z]^T$, $f_1(x_1) = a_{11}x_1$, $f_2(x_2) = a_{22}x_2$, $f_3(x_2, x_3) = a_{32}x_2 + a_{33}x_3$. 级联系统(7)中不确定性可转化为

$$\begin{aligned} \Delta_1 &= g \cos \theta_m \cos(\lambda - \theta_m) + \Delta_\lambda, \\ \Delta_2 &= \frac{g \cos \theta_m}{V_m} + \Delta_\alpha, \Delta_3 = \Delta_{\omega_z}. \end{aligned}$$

假设2 不确定量是有界的,即

$$|\Delta_1| < M_1, |\Delta_2| < M_2, |\Delta_3| < M_3, \quad (8)$$

其中 M_1, M_2, M_3 为未知的正常数.

注1 尽管有些非线性函数的导数在状态空间内无界,但对于大多数代表物理系统的变量而言,一般都是有界的^[17].

为了辅助验证系统的全局稳定性,给出如下假设作为研究基础:

假设3 存在 $q_i \geq 1$ ($i = 1, 2, 3, 4$), $\tau \in (0, 1]$ 和光滑函数 $\rho_i(x_1, x_2, \dots, x_i) \geq 0$ ($i = 1, 2, 3$), 可以使得对于所有 x , 有 $f_i(z, 0) = 0$ 满足 $|f_i(x_1, \dots, x_i)| \leq \rho_i(\cdot)(|x_1|^{\frac{q_1}{q_i+1}} + |x_2|^{\frac{q_2}{q_i+1}} + \dots + |x_i|^{\frac{q_i}{q_i+1}})$. 其中: $q_1 = 1, 1 + 1/(q_i + 1) = \tau + 1/q_i, i = 1, 2, 3$.

注2 对于假设3中提出的内容,只要满足 $f_i(x)$ 连续可微即可,本文制导控制一体化设计模型中的非线性状态函数可以视作满足该要求.

本文的设计目的是,针对系统(7)设计可以保证全局有限时间稳定的控制算法.

3 制导控制一体化算法

3.1 干扰观测器设计

针对设计模型中包含的不确定性 Δ_i ,考虑采用干扰观测器进行补偿处理. 对文献[18]和文献[19]中设计的干扰观测器进行改进,假设状态量可以测量得到,对式(7)中不确定性项分别设计如下所示的干扰观测器进行观测补偿:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = f_1(x_1) + a_{12}x_2 + v_1, \\ v_1 = -\lambda_{01}|\hat{x}_1 - x_1|^{p_1} \text{sign}(\hat{x}_1 - x_1) + \hat{d}_1, \\ \dot{\hat{d}}_1 = -\lambda_{11}|\hat{d}_1 - v_1|^{\frac{2p_1}{1+p_1}} \text{sign}(\hat{d}_1 - v_1); \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_2 = f_2(x_2) + a_{33}x_3 + v_2, \\ v_2 = -\lambda_{02}|\hat{x}_2 - x_2|^{p_2} \text{sign}(\hat{x}_2 - x_2) + \hat{d}_2, \\ \dot{\hat{d}}_2 = -\lambda_{12}|\hat{d}_2 - v_2|^{\frac{2p_2}{1+p_2}} \text{sign}(\hat{d}_2 - v_2); \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_3 = f_3(x_2, x_3) + bu + v_3, \\ v_3 = -\lambda_{03}|\hat{x}_3 - x_3|^{p_3} \text{sign}(\hat{x}_3 - x_3) + \hat{d}_3, \\ \dot{\hat{d}}_3 = -\lambda_{13}|\hat{d}_3 - v_3|^{\frac{2p_3}{1+p_3}} \text{sign}(\hat{d}_3 - v_3). \end{cases} \quad (11)$$

可以推出误差方程通式为

$$\begin{cases} \dot{e}_{1i} = -\lambda_{0i}|e_{1i}|^{p_i} \text{sign}(e_{1i}) + e_{2i}, \\ \dot{e}_{2i} = -\lambda_{1i}|e_{2i} - \hat{e}_{1i}|^{\frac{2p_i}{1+p_i}} \text{sign}(e_{2i} - \hat{e}_{1i}) - \hat{\Delta}_i. \end{cases} \quad (12)$$

其中: $0 < p_i < 1$, 误差项 $e_{1i} = \hat{x}_i - x_i$, $e_{2i} = \hat{d}_i - v_i$, λ_{0i} 和 λ_{1i} 为大于零的常数, $i = 1, 2, 3$. 容易证明式(12)可以使 e_{1i} 和 e_{2i} 在有限时间稳定于原点邻域内,当 Δ_i 变化率较大时,可以通过合理选择 λ_{0i} 和 λ_{1i} ,使邻域平均半径足够小. 由 $\hat{d}_i \rightarrow v_i, \hat{x}_i \rightarrow x_i$ 可以得出结论 $v_i \rightarrow \Delta_i$,采用 \hat{d}_i 对式(7)中的不确定性进行补偿,可以近似得到如下设计模型:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f'_1(x_1) + a_{12}x_2, \\ \dot{x}_2 = f'_2(x_2) + a_{33}x_3, \\ \dot{x}_3 = f'_3(x_2, x_3) + bu. \end{cases} \quad (13)$$

其中

$$\begin{cases} f'_1(x_1) = f_1(x_1) + \hat{d}_1, \\ f'_2(x_2) = f_2(x_2) + \hat{d}_2, \\ f'_3(x_2, x_3) = f_3(x_2, x_3) + \hat{d}_3. \end{cases} \quad (14)$$

3.2 制导控制一体化控制律设计

参照文献[14]中针对低阶系统设计的加幂积分控制算法,给出如定理1所示的适用于制导控制一体化设计模型的全局有限时间控制算法.

定理1 针对形如式(13)的制导控制一体化设计模型,在假设3存在的前提下,设计控制算法如下:

$$\begin{cases} x_{n+1}^* = -\frac{1}{a_n} \beta_n \xi_n^{\frac{1}{q_{n+1}}}, n = 1, 2, 3; \\ u = x_4^*. \end{cases} \quad (15)$$

其中: $\xi_n = x_n^{q_n} - x_n^{*q_n}$, x_i^* ($i = 1, 2, 3, 4$) 为虚拟期望值, $a_1 = a_{12}$, $a_2 = a_{33}$, $a_3 = b$, $\beta_n(x_1, x_2, \dots, x_{n-1})$ 为正定光滑函数. 以上控制策略可以保证该系统(13)全局有限时间稳定.

证明 建立Lyapunov函数如下:

$$V(x_1) = \frac{1}{2} x_1^2. \quad (16)$$

对其求导,可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_1(x_1) &= \\ x_1(f'_1(x_1) + a_{12}x_2) &= \\ a_{12}x_1(x_2 - x_2^*) + a_{12}x_1x_2^* + x_1(f'_1(x_1)) &\leq \\ a_{12}x_1(x_2 - x_2^*) + a_{12}x_1x_2^* + |x_1|^{1+\frac{1}{q_2}} \rho_1(\cdot). \end{aligned} \quad (17)$$

根据式(17),设计 x_2 的虚拟期望值为

$$\begin{aligned} x_2^* &= -\frac{1}{a_{12}}(n + \rho_1(x_1))x_1^{\frac{1}{q_2}} = \\ &= -\frac{1}{a_{12}}\beta_1(x_1)\xi_1^{\frac{1}{q_2}}. \end{aligned} \quad (18)$$

其中: $\beta_1(x_1) = n + \rho_1(x_1)$ 是一个光滑函数, $\xi_1 = x_1$.

将式(18)代入(17),可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_1(x_1) &\leq -n|\xi_1|^{1+\frac{1}{q_2}} + a_{12}\xi_1(x_2 - x_2^*) = \\ &= -n|\xi_1|^{1+\tau} + a_{12}\xi_1(x_2 - x_2^*). \end{aligned} \quad (19)$$

考虑证明式(7)中的第1个和第2个表达式组成系统的稳定性,为二阶系统建立如下所示的Lyapunov函数:

$$V_2(x_1, x_2) = V_1(x_1) + W_2(x_1, x_2). \quad (20)$$

其中

$$W_2(x_1, x_2) = \int_{x_2^*}^{x_2} (s^{q_2} - x_2^{*q_2})^{2-\frac{1}{q_2}} ds.$$

注3 由引理5可以得知,函数 W_2 是连续可导且正定的,可以此辅助衡量二阶系统的稳定性.

对式(20)求导,可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \\ \dot{V}_1 + \frac{\partial W_2}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \frac{\partial W_2}{\partial x_2} \dot{x}_2 &\leq \\ -n|\xi_1|^{1+\tau} + a_{12}\xi_1(x_2 - x_2^*) + \frac{\partial W_2}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \frac{\partial W_2}{\partial x_2} \dot{x}_2. \end{aligned} \quad (21)$$

根据假设3中 $\frac{1}{q_{i+1}} + 1 = \tau + \frac{1}{q_i}$, 以及引理2~引理4可以推导出

$$\begin{aligned} x_1(x_2 - x_2^*) &\leq \\ |x_1| \left| (x_2^{q_2})^{\frac{1}{q_2}} - (x_2^{*q_2})^{\frac{1}{q_2}} \right| &\leq \\ 2^{1-\frac{1}{q_2}} |x_1| |\xi_2|^{\frac{1}{q_2}} &\leq \\ \frac{2^{1-\frac{1}{q_2}} q_2}{1+q_2} \eta |x_1|^{1+\tau} + \frac{2^{1-\frac{1}{q_2}}}{1+q_2} \eta^{-q_2} |\xi_2|^{1+\tau}, \end{aligned} \quad (22)$$

其中 η 为正实数. 令 $\frac{2^{1-\frac{1}{q_2}} q_2}{1+q_2} \eta = \frac{1}{2}$, 则有

$$x_1(x_2 - x_2^*) \leq \frac{1}{2} |x_1|^{1+\tau} + m_{21} |\xi_2|^{1+\tau}, \quad (23)$$

其中 $m_{21} \geq \frac{2^{1-\frac{1}{q_2}}}{1+q_2} \left(\frac{2^{2-\frac{1}{q_2}} q_2}{1+q_2} \right)^{q_2}$.

$$\begin{aligned} \frac{\partial W_2}{\partial x_2} \dot{x}_2 &\leq \xi_2^{2-\frac{1}{q_2}} (a_{33}x_3 + f'_2) \leq \\ \xi_2^{2-\frac{1}{q_2}} a_{33}x_3 + |\xi_2|^{2-\frac{1}{q_2}} |f'_2|, \end{aligned} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} |\xi_2|^{2-\frac{1}{q_2}} |f'_2| &\leq \\ |\xi_2|^{2-\frac{1}{q_2}} \rho_2(\cdot) (|x_1|^{\frac{q_1}{q_3}} + |x_2|^{\frac{q_2}{q_3}}) &\leq \\ \left(|\xi_1|^{\frac{1}{q_3}} + \left(|\xi_2| + \left(\frac{\beta_1(\cdot)}{a_{12}} \right)^{q_2} |\xi_1| \right)^{\frac{1}{q_3}} \right) \times |\xi_2|^{2-\frac{1}{q_2}} \rho_2(\cdot) &\leq \\ \rho_2(\cdot) \left(1 + \left(\frac{\beta_1(\cdot)}{a_{12}} \right)^{\frac{q_2}{q_3}} \right) |\xi_2|^{2-\frac{1}{q_2}} |\xi_1|^{\frac{1}{q_3}} + \rho_2(\cdot) \xi_2^{1+\tau} &\leq \\ \left(1 + \left(\frac{\beta_1(\cdot)}{a_{12}} \right)^{\frac{q_2}{q_3}} \right) \gamma |\xi_2|^{1+\tau} \times \frac{2q_2 - 1}{q_2(1+\tau)} \rho_2(\cdot) + \\ \left(1 + \left(\frac{\beta_1(\cdot)}{a_{12}} \right)^{\frac{q_2}{q_3}} \right) \gamma^{-(2-\frac{1}{q_2})q_3} |\xi_1|^{1+\tau} \times \\ \frac{1}{q_3(1+\tau)} \rho_2(\cdot) + \rho_2(\cdot) \xi_2^{1+\tau}. \end{aligned} \quad (25)$$

令

$$\frac{1}{q_3(1+\tau)} \rho_2(\cdot) \left(1 + \left(\frac{\beta_1(\cdot)}{a_{12}} \right)^{\frac{q_2}{q_3}} \right) \gamma^{-(2-\frac{1}{q_2})q_3} = \frac{1}{4},$$

则有

$$|\xi_2|^{2-\frac{1}{q_2}} |f_2| \leq \frac{1}{4} |x_1|^{1+\tau} + m_{22} |\xi_2|^{1+\tau}. \quad (26)$$

其中

$$\begin{aligned} m_{22} &= \\ \rho_2(\cdot) + \frac{2q_2 - 1}{(1+\tau)q_2} \rho_2(\cdot) \left(1 + \left(\frac{\beta_1(\cdot)}{a_{12}} \right)^{\frac{q_2}{q_3}} \right) \times \\ \left(\frac{4}{(1+\tau)q_3} \rho_2(\cdot) \left(1 + \left(\frac{\beta_1(\cdot)}{a_{12}} \right)^{\frac{q_2}{q_3}} \right) \right)^{\frac{q_2}{2(q_2-1)q_3}}, \end{aligned} \quad (27)$$

$$\frac{\partial W_2}{\partial x_2} \dot{x}_2 \leq |\xi_2|^{2-\frac{1}{q_2}} a_{33} x_3 + m_{22}(\cdot) |\xi_2|^{1+\tau} + \frac{1}{4} |\xi_1|^{1+\tau}, \quad (28)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial W_2}{\partial x_1} \dot{x}_1 &= - \int_{x_2^*}^{x_2} ((s)^{q_2} - (x_2^*)^{q_2})^{1-\frac{1}{q_2}} ds \times \\ &\left(2 - \frac{1}{q_2}\right) \frac{\partial (x_2^*)^{q_2}}{\partial x_1} \dot{x}_1 \leq \\ &\left(2 - \frac{1}{q_2}\right) \left(\beta_1^{q_2}(x_1) + \left|\frac{\partial \beta_1^{q_2}(x_1)}{\partial x_1}\right| |x_1|\right) \times \\ &|x_2 + f_1'| |x_2 - x_2^*| |\xi_2|^{1-\frac{1}{q_2}}. \end{aligned} \quad (29)$$

又因为

$$\begin{aligned} |x_2 + f_1'| &\leq |\xi_2 + (x_2^*)^{q_2}|^{\frac{1}{q_2}} + |f_1'| \leq \\ &|\xi_2| + \beta_1^{q_2}(\cdot) |x_1|^{\frac{1}{q_2}} + |x_1|^{\frac{1}{q_2}} \rho_1(\cdot) \leq \\ &|\xi_2|^{\frac{1}{q_2}} + (\beta_1(\cdot) + \rho_1(\cdot)) |x_1|^{\frac{1}{q_2}}, \end{aligned} \quad (30)$$

可以得出

$$\begin{aligned} |x_2 + f_1'| |x_2 - x_2^*| |\xi_2|^{1-\frac{1}{q_2}} &\leq \\ 2^{1-\frac{1}{q_2}} |\xi_2| (|\xi_2|^{\frac{1}{q_2}} + (\beta_1(\cdot) + \rho_1(\cdot)) |x_1|^{\frac{1}{q_2}}) &\leq \\ 2^{1-\frac{1}{q_2}} (\beta_1(\cdot) + \rho_1(\cdot)) |x_1|^{\frac{1}{q_2}} |\xi_2| + 2^{1-\frac{1}{q_2}} |\xi_2|^{1+\frac{1}{q_2}}. \end{aligned} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} \left|\frac{\partial W_2}{\partial x_1} \dot{x}_1\right| &\leq \\ m_1 |\xi_2|^{1+\frac{1}{q_2}} + m_2 |x_1|^{\frac{1}{q_2}} |\xi_2| &\leq \\ m_1 |\xi_2|^{1+\frac{1}{q_2}} + \frac{1}{4} |x_1|^{1+\frac{1}{q_2}} + m_3 |\xi_2|^{1+\frac{1}{q_2}} &= \\ (m_1 + m_3) |\xi_2|^{1+\frac{1}{q_2}} + \frac{1}{4} |x_1|^{1+\frac{1}{q_2}} &= \\ m_{23} |\xi_2|^{1+\tau} + \frac{1}{4} |\xi_1|^{1+\tau}, \end{aligned} \quad (32)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq (m_{21} + m_{22} + m_{23}) |\xi_2|^{1+\tau} + \\ &\xi_2^{2-\frac{1}{q_2}} a_{33} x_3 - (n-1) |\xi_1|^{1+\tau}. \end{aligned} \quad (33)$$

当取 $x_3^* = -\frac{1}{a_{33}} \beta_2 \xi_2^{\frac{1}{q_3}}$ 时, β_2 满足

$$\beta_2 \geq m_{21} + m_{22} + m_{23} + n - 1, \quad (34)$$

则有

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -(n-1) (|\xi_1|^{1+\tau} + |\xi_2|^{1+\tau}) + \\ &a_{33} \xi_2^{2-\frac{1}{q_2}} (x_3 - x_3^*). \end{aligned} \quad (35)$$

定义 Lyapunov 函数

$$V_3 = V_2 + W_3(x_1, x_2, x_3). \quad (36)$$

与式(35)的求取过程相似,可以推导得出如下公式:

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= \dot{V}_2 + \sum_{i=1}^3 \frac{\partial W_3}{\partial x_i} \leq \\ &- \sum_{i=1}^3 |\xi_i|^{1+\tau} + b \xi_3^{2-\frac{1}{q_n}} (u - x_4^*) = - \sum_{i=1}^3 |\xi_i|^{1+\tau}. \end{aligned}$$

又因为

$$\begin{aligned} V_3 &= \\ \frac{1}{2} x_1^2 + \sum_{i=2}^3 \int_{x_i^*}^{x_i} (s^{q_i} - x_i^{*q_i})^{2-\frac{1}{q_i}} ds &= \\ \frac{1}{2} \xi_1^2 + \sum_{i=2}^3 \int_{x_i^*}^{x_i} (s^{q_i} - x_i^{*q_i})^{2-\frac{1}{q_i}} ds &\leq \\ \frac{1}{2} \xi_1^2 + \sum_{i=2}^3 |\xi_i|^{2-\frac{1}{q_i}} |x_i - x_i^*| &\leq \\ \frac{1}{2} \xi_1^2 + \sum_{i=2}^3 2^{1-\frac{1}{q_i}} \xi_i^2 \leq 2 \sum_{i=1}^3 \xi_i^2, \end{aligned} \quad (37)$$

取 $\varepsilon = (1 + \tau)/2, m = 2^{-(3+\tau)/2}, 0 < \varepsilon < 1$, 由引理4可以推导得出

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 + m V_3^\varepsilon &\leq - \sum_{i=1}^3 |\xi_i|^{1+\tau} + 2^\varepsilon m \left(\sum_{i=1}^3 \xi_i^2\right)^\varepsilon \leq \\ &-\frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 |\xi_i|^{1+\tau}. \end{aligned} \quad (38)$$

由引理1可知,系统是满足全局有限时间稳定的. □

4 仿真校验

为了验证本文提出的制导与控制一体化设计方法是有效的,且具有较好的鲁棒性,分别通过标称仿真实验和存在扰动情况下的仿真实验进行验证.

4.1 标称对比仿真实验

设定任务为攻击地面静止目标. 参考文献[18]中的反步法滑模控制方法(BSMC)设计纵向制导控制一体化算法与本文提出的加幂积分制导控制一体化设计方法进行对比仿真,仿真实验的初始条件如表1和表2所示. 仿真实验结果如图2~图5所示. 统计仿真的终端结果,采用反步滑模方法的终端精度为2.105 m,而基于加幂积分方法的制导控制一体化设计方法为1.121 m.

表1 仿真初始状态

状态变量	变量值	状态变量	变量值
飞行器速度/(m/s)	1800	目标速度/(m/s)	0
飞行器位置 X/m	0	目标位置 X/m	16000
飞行器位置 Y/m	16000	目标位置 Y/m	0
飞行器弹道倾角/deg	0	目标弹道倾角/deg	0

表2 仿真约束条件

约束指标	变化范围
终端精度/m	(0,10]
攻角幅值/deg	[-25, 25]
舵偏角速率/(deg/s)	[-50, 50]
俯仰舵幅值/deg	[-30, 30]

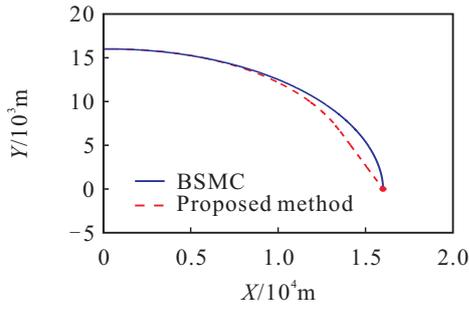


图2 飞行轨迹图

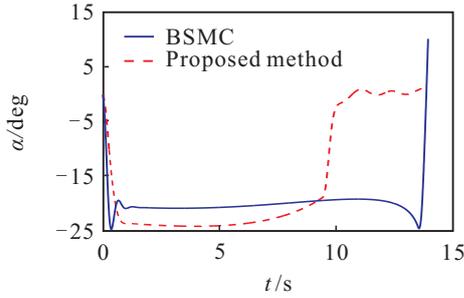


图3 攻角变化曲线

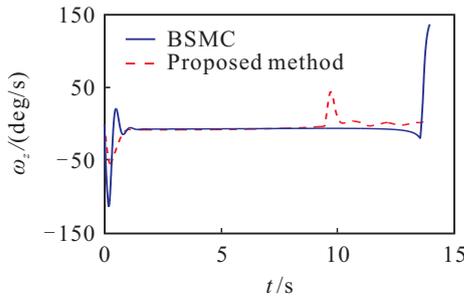


图4 俯仰角速度变化曲线

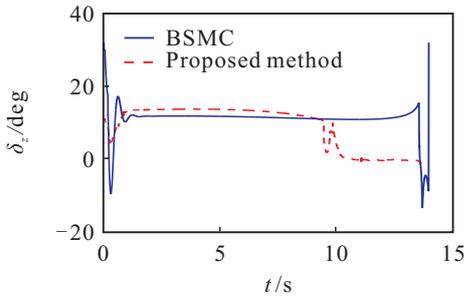


图5 俯仰舵偏角变化曲线

通过图2~图5标称情况下的仿真曲线可以看出,应用加幂积分方法处理纵向制导控制一体化问题是可行的,且相比反步滑模制导控制一体化设计方法更具优势.加幂积分方法收敛速度更快,可以使系统状态快速全局一致稳定,因此终端精度较高.

4.2 外扰存在情况下仿真实验

为了验证所设计的控制方法在外扰存在情况下的有效性,令目标以标称情况下位置为起始点,沿着不同方向分别以不同速度机动,以此近似替代外界扰动进行仿真实验.仿真实验条件设计如表3所示,仿真实验结果如图6所示.

表3 目标机动条件

实验序号	目标速度倾角 θ_t /deg	机动速度 v / (m/s)
1	0	25
2	0	50
3	45	25
4	45	50
5	135	25
6	135	50
7	180	25
8	180	50

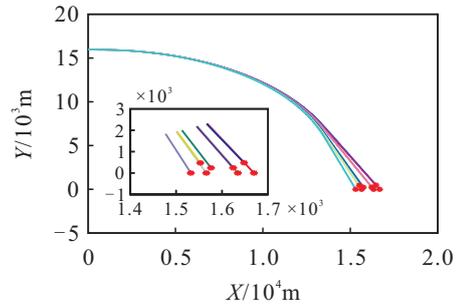


图6 目标机动情况下的轨迹曲线

统计仿真实验结果可知,在终端位置飞行器与目标之间的距离均满足精度要求.如图6所示,在目标进行不同方向的低速机动时,本文提出的控制方法均可以精确击中目标,由此可以说明基于干扰观测器与加幂积分技术结合的制导控制一体化算法在外扰存在情况下具有较好的鲁棒性.

4.3 存在参数不确定情况下的仿真实验

飞行器在飞行过程中存在多种参数不确定,如大气密度、气动力与力矩系数、转动惯量等参数存在的偏差,这些对控制器性能的影响往往不可忽略.为了验证所设计方法良好的鲁棒性,对大气密度、气动系数、阻尼系数、转动惯量等参数进行蒙特卡洛拉偏仿真实验,拉偏参数幅值范围见表4,仿真运行100次.

表4 拉偏参数说明

参数	拉偏幅值范围
大气密度	[-15%, 15%]
气动力系数	[-15%, 15%]
气动力矩系数	[-30%, 30%]
阻尼系数	[-50%, 50%]
转动惯量	[-10%, 10%]

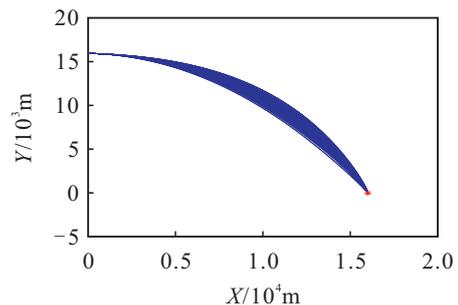


图7 参数拉偏情况下轨迹曲线

仿真得到的存在参数不确定性情况下的三维轨迹曲线见图7。由图7可知,在参数存在偏差的情况下,终端位置偏差均在10 m以内,满足约束要求,由此说明即使存在参数不确定性,所设计的控制器依然具有较好的鲁棒性。

5 结论

本文以高超声速飞行器为研究对象,将干扰观测器与加幂积分方法相结合,对飞行器制导与控制系统进行一体化设计,得出如下成果:1)所提出的方法经过严格的理论分析验证,可以保证系统全局有限时间稳定;2)对比反步滑模制导控制一体化方法,所提出的方法有效且可以保证系统状态更快地收敛至平衡点,控制精度更高;3)通过模拟外扰及参数存在不确定性情况,分别进行多组仿真实验,验证了所提出的控制方法具有较强的鲁棒性。

基于加幂积分的制导控制一体化设计方法令制导控制级联系统中的子系统之间建立联系,能够更好地协调彼此间关系,真正意义上做到全局调度控制,适用于高超声速飞行器制导与控制系统设计,具有实际的应用价值。

参考文献(References)

- [1] 孙长银, 穆朝絮, 余瑶. 近空间高超声速飞行器控制的几个科学问题研究[J]. 自动化学报, 2013, 39(11): 1901-1913.
(Sun C Y, Mu C X, Yu Y. Some control problem for near space hypersonic vehicle[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(11): 1901-1913.)
- [2] 黄琳, 段志生, 杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1496-1505.
(Huang L, Duan Z S, Yang J Y. Challenge of control science in near space hypersonic aircraft[J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(10): 1496-1505.)
- [3] 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.
(Zhang J P, Zhou C J, Lei H M. Integrated guidance and control design based on sliding-mode and back-stepping control[J]. J of Solid Rocket Technology, 2013, 36(1): 11-16.)
- [4] 董飞垚, 雷虎民, 李炯, 等. 拦截弹自适应最优滑模制导和控制一体化设计[J]. 宇航学报, 2013, 34(11): 1456-1461.
(Dong F Y, Lei H M, Li J, et al. Design of integrated adaptive optimal sliding-mode guidance and control for interceptor[J]. J of Astronautics, 2013, 34(11): 1456-1461.)
- [5] 董飞垚, 雷虎民, 周池军, 等. 导弹鲁棒高阶滑模制导控制一体化研究[J]. 航空学报, 2013, 34(9): 2212-2218.
(Dong F Y, Lei H M, Zhou C J, et al. Research of integrated robust high order sliding mode guidance and control for missiles[J]. J of Astronautics, 2013, 34(9): 2212-2218.)
- [6] Chwa D, Choi J Y. Adaptive nonlinear guidance law considering control loop dynamics[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(4): 1134-1143.
- [7] 查旭, 崔平远, 常伯浚. 攻击固定目标的飞行器制导控制一体化设计[J]. 宇航学报, 2005, 26(1): 13-18.
(Zha X, Cui P Y, Chang B J. An integrated approach to guidance and control for aircraft applying to attack the ground fixed targets[J]. J of Astronautics, 2005, 26(1): 13-18.)
- [8] Shima T, Idan M, Golan O M. Sliding-mode control for integrated missile autopilot guidance[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 250-260.
- [9] 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.
(Yin Y X, Shi W, Yang M. Integrated guidance and control based on dynamic inverse and extended state observer method[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(6): 1342-1345.)
- [10] Hou M Z, Liang X L, Duan G R. Adaptive block dynamic surface control for integrated missile guidance and autopilot[J]. Chinese J of Aeronautics, 2013, 26(3): 741-750.
- [11] 张尧, 郭杰, 唐胜景, 等. 导弹制导与控制一体化三通道解耦设计方法[J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3438-3450.
(Zhang Y, Guo J, Tang S J, et al. Integrated missile guidance and control three-channel decoupling design method[J]. J of Astronautics, 2014, 35(12): 3438-3450.)
- [12] 赵国荣, 冯淞琪. 适用于制导控制一体化的模糊滑模方法[J]. 控制与决策, 2014, 29(7): 1321-1324.
(Zhao G R, Feng S Q. Fuzzy sliding mode method for integrated guidance and control[J]. Control and Decision, 2014, 29(7): 1321-1324.)
- [13] Bhat S P, Bernstein D S. Finite-time stability of continuous autonomous systems[J]. SIAM J on Control and Optimization, 2000, 38: 751-766.
- [14] Polendo J, Qian C J. A universal method for robust stabilization of nonlinear systems: Unification and extension of smooth and non-smooth approaches[C]. Proc of the 2006 American Control Conf. Minneapolis: IEEE, 2006: 4285-4290.
- [15] Qian C J, Lin W. A continuous feedback approach to global strong stabilization of nonlinear systems[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2001, 46(7): 1061-1079.
- [16] Hardy G H, Littlewood J E. Inequalities[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1952.
- [17] Huang Y, Han J Q. Analysis and design for the second order nonlinear continuous extended states observer[J]. Chinese Science Bulletin, 2000, 45(21): 1938-1944.
- [18] Chen W H, Yang J, Guo L, et al. Disturbance-observer-based control and related methods — An overview[J]. IEEE Trans on Industrial Electronics, 2016, 63(1): 1083-1095.
- [19] Du H B, Qian C J, Yang S Z, et al. Recursive design of finite-time convergent observers for a class of time-varying nonlinear systems[J]. Automatica, 2013, 49(1): 601-609.