

基于 Nussbaum 增益滑模自适应控制的 导弹制导控制一体化设计

齐 辉¹, 张 泽¹, 许江涛^{1†}, 韩鹏鑫², 张德伟¹

(1. 哈尔滨工程大学 航天与建筑工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 中国运载火箭技术研究院 研究发展中心, 北京 100076)

摘 要: 采用 Nussbaum 增益滑模自适应控制方法解决导弹制导控制一体化设计问题. 充分考虑一体化模型具有通道间耦合、气动建模不确定性、气动参数摄动和目标机动引起的干扰等特点, 基于自适应控制对未知量的辨识能力和滑模控制的抗干扰能力, 以及 Nussbaum 增益控制对系数不确定系统所具有的较好的控制能力, 设计 Nussbaum 增益滑模自适应控制律, 并证明系统的稳定性. 仿真结果验证了所提出方法的有效性.

关键词: 制导控制一体化; Nussbaum 增益控制; 自适应滑模控制; 模型不确定性

中图分类号: V448

文献标志码: A

Integrated guidance and control of missile based on Nussbaum gain adaptive sliding mode control method

QI Hui¹, ZHANG Ze¹, XU Jiang-tao^{1†}, HAN Peng-xin², ZHANG De-wei¹

(1. College of Aerospace and Civic Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China; 2. China Academy of Launch Vehicle Technology R&D Center, Beijing 100076, China)

Abstract: Aiming at the problem of missile integrated guidance and control design, the Nussbaum gain adaptive sliding mode control method is proposed. Fully considering that the model of integrated guidance and control has the features of the channel coupling, the uncertainty of aerodynamic modeling, and the interference caused by the target maneuver and pneumatic parameters perturbation, based on the strong ability of adaptive control to identify unknown quantities, the ability of the sliding-mode control law to resist interference, and the control ability of the Nussbaum gain adaptive control to the system with uncertain coefficients, the Nussbaum gain adaptive sliding-mode control law is designed, and the stability of the system is proved. The simulation results show the effectiveness of the proposed method.

Keywords: integrated guidance and control; Nussbaum gain control; adaptive sliding-mode control; uncertain model

0 引 言

传统的导弹制导控制系统的设计基于时标分离原理, 将制导和控制作为两个回路分开设计. 但是, 在未制导段, 由于目标的机动和导弹内外回路之间存在指令传输延迟, 这一原理很难得到满足. 制导和控制分开设计不能协调好子系统之间的关系, 不利于导弹整体性能的提高.

为了解决此问题, 近年来, 制导控制一体化设计得到了广泛的研究. Shtessel 等^[1]采用二阶滑模控制方法, 先对制导回路设计出期望的过载参考值, 然后

将过载参考值转换为内回路的期望俯仰角速率对其进行跟踪控制. 但是, 此方法仍没有摆脱制导和控制回路分开设计思想. 随后, Shima 等^[2]将零控脱靶量作为滑模切换面进行制导控制一体化设计, 并分析了一体化设计相对于传统设计在拦截大机动目标时的优势. 此后, Shima 等^[3-7]又基于零控脱靶量, 采用微分对策制双边优化原理研究了制导控制律, 并对微分对策空间进行了研究, 详细分析了双重控制和带落角约束控制的问题. 但是, 若完全考虑姿态动力学对制导系统的影响, 则系统过于复杂, 其对策空间的解析表

收稿日期: 2015-12-27; 修回日期: 2016-03-13.

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(11372080); 哈尔滨市科技局青年创新人才基金项目(2014RFQXJ121).

作者简介: 齐辉(1963—), 男, 教授, 博士生导师, 从事固体力学、弹性波动理论、飞行器动力学与控制等研究; 张泽(1990—), 男, 硕士生, 从事飞行器动力学与控制的研究.

†通信作者. E-mail: ylh_ze@sina.com

达式也难以得到. 因此, 只将导弹的动态特性简化为一阶微分环节, 然后对其制导控制系统进行一体化设计. Xin等^[8-9]利用 θ - D 方法设计一体化制导控制问题, 但数学推导较为复杂. 姜河等^[10]提出先结合飞行器的特点建立制导控制一体化块对角模型, 然后分别对弹目相对运动子系统采用解析逆方法求解, 导弹姿态和角速度子系统采用滑模控制方法求解, 用模糊算法逼近系统和增益矩阵, 构成块对角组合控制方法.

导弹的制导控制一体化设计需要同时考虑弹目之间的相对运动和导弹的姿态动力学. 由于目标的机动, 气动建模的不确定性和通道之间耦合的影响, 控制系统存在非匹配不确定项; 而且考虑到气动系数的摄动, 方程系数也存在不确定性. 结合滑模控制具有较强的抗干扰能力, 同时考虑到Nussbaum增益自适应控制对系数不确定系统有较好的控制能力的特点, 本文采用Nussbaum增益滑模自适应控制对其进行制导控制一体化设计.

1 制导控制系统一体化模型的建立

通常, 导弹的俯仰、偏航和滚转子系统之间存在耦合, 一体化模型表现出强烈的非线性特性. 文献[11-14]将通道耦合作为有界不确定性处理, 并对其进行解耦控制. 本文仍采用该简化思想, 可得到如下俯仰平面内的动力学方程:

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \frac{57.3qsc_y^\alpha + P}{mV_M} \alpha + \Delta_\alpha, \quad (1)$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{57.3qsLm_z^\alpha}{J_z} \alpha + \frac{57.3qsLm_z^{\delta_z}}{J_z} \delta_z + \frac{qsL^2m_z^{\tilde{\omega}_z}}{J_zV_M} \omega_z + \Delta_{\omega_z}. \quad (2)$$

其中: Δ_α 和 Δ_{ω_z} 包含了通道之间的耦合和气动建模的不确定影响, 表示有界的不确定性项; α 为导弹的攻角; ω_z 为导弹的俯仰角速率; q 为动压头; s 为导弹的特征面积; L 为特征长度; p 为推力; δ_z 为舵偏角; c_y^α 为升力系数对攻角的导数; m_z^α 、 $m_z^{\delta_z}$ 、 $m_z^{\tilde{\omega}_z}$ 是俯仰力矩系数对攻角、舵偏角和俯仰角速率的导数; J_z 为转动惯量.

一体化设计需要同时考虑导弹的动力学模型和弹目之间的相对运动关系, 俯仰平面内的弹目相对运动如图1所示.

由图1可得到如下的弹目相对运动方程:

$$\dot{r} = -V_M \cos(\theta_{VM} - \theta) - V_T \cos(\theta_{VT} + \theta), \quad (3)$$

$$r\dot{\theta} = V_T \sin(\theta_{VT} + \theta) - V_M \sin(\theta_{VM} - \theta). \quad (4)$$

其中: r 为弹目相对距离; V_M 、 θ_{VM} 、 a_M 是导弹的速度、弹道倾角和加速度; V_T 、 θ_{VT} 、 a_T 是目标的速度、速度倾角和加速度; θ 为弹目视线倾角; ϑ 为俯仰角; α 为导弹的攻角.

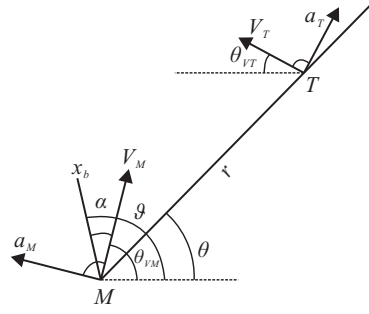


图1 导弹目标相对运动

定义弹目视线角速率 $\omega_\theta = \dot{\theta}$, 结合姿态动力学方程(1)、(2)和运动学方程, 由式(3)和(4)可得

$$\dot{\omega}_\theta = a_{11}\omega_\theta + a_{12}\alpha + \Delta_\theta, \quad (5)$$

$$\dot{\alpha} = a_{22}\alpha + \omega_z + \Delta_\alpha, \quad (6)$$

$$\dot{\omega}_z = a_{32}\alpha + a_{33}\omega_z + a_{34}\delta_z + \Delta_{\omega_z}. \quad (7)$$

其中

$$\begin{aligned} a_{11} &= -\frac{2\dot{r}}{r}, \quad a_{12} = -\frac{57.3qsc_y^\alpha + P}{mr}, \\ a_{22} &= -\frac{57.3qsc_y^\alpha + P}{mV_M}, \quad a_{32} = \frac{57.3qsLm_z^\alpha}{J_z}, \\ a_{33} &= \frac{qsL^2m_z^{\tilde{\omega}_z}}{J_zV_M}, \quad a_{34} = \frac{57.3qsLm_z^{\delta_z}}{J_z}, \end{aligned} \quad (8)$$

Δ_θ 中含有目标机动不确定性.

考虑到实际风洞实验的误差, 气动系数往往不是十分精确. 对气动系数在标称值周围进行摄动, 得

$$\begin{aligned} c_y^\alpha &= c_{y0}^\alpha(1 + \Delta_{cya}), \\ m_z^a &= m_{z0}^a(1 + \Delta_{mza}), \\ m_z^{\delta_z} &= m_{z0}^{\delta_z}(1 + \Delta_{z\delta}), \\ m_z^{\tilde{\omega}_z} &= m_{z0}^{\tilde{\omega}_z}(1 + \Delta_{z\omega}). \end{aligned} \quad (9)$$

其中: Δ_{cya} 、 Δ_{mza} 、 $\Delta_{z\delta}$ 和 $\Delta_{z\omega}$ 分别表示对应参数的摄动百分比系数, 属于区间 $[-\Delta_{\max}, \Delta_{\max}]$, Δ_{\max} 代表气动参数建模的准确程度. 由于气动参数的不确定性和目标机动的影响, 方程中的系数很难精确确定, 所以定义如下自适应参数对方程(5)~(7)中的系数进行估计:

$$\begin{aligned} \theta_{11} &= a_{11}, \quad \theta_{12} = a_{12}, \quad \theta_{22} = a_{22}, \\ \theta_{32} &= a_{32}, \quad \theta_{33} = a_{33}, \quad \theta_{34} = a_{34}. \end{aligned} \quad (10)$$

将舵机视为一阶微分环节, 可得

$$\dot{\delta}_z = bu - b\delta_z. \quad (11)$$

定义状态变量

$$x = [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4] = [\omega_\theta \quad \alpha \quad \omega_z \quad \delta_z],$$

由式(5)~(11)可得到如下的制导控制一体化模型:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \theta_{11} & \theta_{12} & 0 & 0 \\ 0 & \theta_{22} & 1 & 0 \\ 0 & \theta_{32} & \theta_{33} & \theta_{34} \\ 0 & 0 & 0 & -b \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ b \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} \Delta_\theta \\ \Delta_\alpha \\ \Delta_{\omega_z} \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$y = x_1. \quad (12)$$

一体化设计要求, 当系统(12)存在通道间耦合和气动建模不确定性 Δ_α 和 Δ_{ω_z} 时, 目标机动干扰不确定性 Δ_θ 和气动系数不十分精确的条件下, 设计一体化控制律 u , 使弹目视线角速率趋于零, 从而实现平行接近目标, 对其成功拦截.

2 一体化Nussbaum增益滑模自适应控制律设计

定理1 对于系统(12), 如果其状态收敛到非线性滑模流形

$$S = (\rho + x_2^2 + x_3^2 + x_4^2)(x_1 - x_1^d) + c_1 \int_0^t (x_1 - x_1^d) dt, \quad (13)$$

则系统状态 x_1 能收敛到期望的状态 x_1^d .

证明 定义状态变量

$$s_1 = \int_0^t (x_1 - x_1^d) dt,$$

如果系统收敛到滑模面上, 有

$$S = (\rho + x_2^2 + x_3^2 + x_4^2)\dot{s}_1 + c_1 s_1 = 0, \quad (14)$$

则有

$$\dot{s}_1 = -\frac{c_1 s_1}{\rho + x_2^2 + x_3^2 + x_4^2}. \quad (15)$$

取Lyapunov函数 $V = \frac{1}{2} s_1^2$, 则有

$$\dot{V} = s_1 \dot{s}_1 = -\frac{c_1 s_1^2}{\rho + x_2^2 + x_3^2} \leq 0, \quad (16)$$

所以 s_1 收敛到零, 即 x_1 收敛到 x_1^d . \square

按式(14)定义滑模面 S , 对其求导, 可得

$$\dot{S} = (\rho + x_2^2 + x_3^2 + x_4^2)\dot{x}_1 + (2x_2\dot{x}_2 + 2x_3\dot{x}_3 + 2x_4\dot{x}_4)(x_1 - x_1^d) + c_1(x_1 - x_1^d). \quad (17)$$

定义误差变量 $e = x_1 - x_1^d$, 令

$$\begin{aligned} f_1 &= (\rho + x_2^2 + x_3^2 + x_4^2), \quad f_2 = 2x_2, \\ f_3 &= 2x_3, \quad f_4 = 2x_4, \end{aligned} \quad (18)$$

则有

$$\dot{S} = c_1 e + f_1 \dot{x}_1 + f_2 e \dot{x}_2 + f_3 e \dot{x}_3 + f_4 e \dot{x}_4. \quad (19)$$

将一体化模型(12)代入式(19), 得

$$\begin{aligned} \dot{S} &= \\ & c_1 e + f_1(\theta_{11}x_1 + \theta_{12}x_2 + \Delta_\theta) + \\ & f_2 e(\theta_{22}x_2 + x_3 + \Delta_\alpha) + \\ & f_3 e(\theta_{32}x_2 + \theta_{33}x_3 + \theta_{34}x_4 + \Delta_{\omega_z}) + \\ & f_4 e(bu - bx_4) = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & c_1 e + f_1(\theta_{11}x_1 + \theta_{12}x_2) + f_1 \Delta_\theta + \\ & f_2 e(\theta_{22}x_2 + x_3) + f_2 e \Delta_\alpha + \\ & f_3 e(\theta_{32}x_2 + \theta_{33}x_3 + \theta_{34}x_4) + f_3 e \Delta_{\omega_z} - \\ & f_4 e b x_4 + f_4 e b u. \end{aligned} \quad (20)$$

可以设计如下的理想控制量:

$$\begin{aligned} u_e &= \\ & -\frac{1}{f_4 e b} [c_1 e + f_1(\theta_{11}x_1 + \theta_{12}x_2) + f_1 \Delta_\theta + \\ & f_2 e(\theta_{22}x_2 + x_3) + f_2 e \Delta_\alpha + f_3 e(\theta_{32}x_2 + \theta_{33}x_3 + \\ & \theta_{34}x_4) + f_3 e \Delta_{\omega_z} - f_4 e b x_4 + f(S)]. \end{aligned} \quad (21)$$

但是, 由于系统具有不确定因素的影响, 理想控制量难以获得, 故可设计如下自适应控制律:

$$\begin{aligned} u_e^* &= \\ & -\frac{1}{f_4 e b} [c_1 e + f_1(\hat{\theta}_{11}x_1 + \hat{\theta}_{12}x_2) + \\ & f_2 e(\hat{\theta}_{22}x_2 + x_3) + f_3 e(\hat{\theta}_{32}x_2 + \hat{\theta}_{33}x_3 + \hat{\theta}_{34}x_4) - \\ & f_4 e b x_4 + \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + f(S)]. \end{aligned} \quad (22)$$

其中: $\hat{\theta}_{ij}$ 为 θ_{ij} 的估计值, $\tilde{\theta}_{ij} = \theta_{ij} - \hat{\theta}_{ij}$, λ_i 为有界函数, 滑模面函数为

$$f(S) = k_1 S. \quad (23)$$

最终可以设计如下的Nussbaum增益滑模自适应控制律:

$$u = -N(k)u_d, \quad (24)$$

$$u_d = f_4 e b u_e^*. \quad (25)$$

其中 $N(k)$ 为Nussbaum函数, 可取为 $N(k) = k^2 \cos k$. 自适应权值调节规律为

$$\dot{k} = -S u_d. \quad (26)$$

对于所设计的一体化制导控制律(24), 稳定性分析如下:

结合式(20)和(22), 可得

$$\begin{aligned} \dot{S} &= \\ & f_1(\tilde{\theta}_{11}x_1 + \tilde{\theta}_{12}x_2) + f_1 \Delta_\theta + f_2 e \tilde{\theta}_{22}x_2 + \\ & f_2 e \Delta_\alpha + f_3 e(\tilde{\theta}_{32}x_2 + \tilde{\theta}_{33}x_3 + \tilde{\theta}_{34}x_4) + f_3 e \Delta_{\omega_z} - \\ & \lambda_1 - \lambda_2 - \lambda_3 + f_4 e b (u - u_e^*) - f(S). \end{aligned} \quad (27)$$

所以可得

$$S \dot{S} = -f(S)S + S f_4 e b (u - u_e^*) + S \Phi_\Delta. \quad (28)$$

其中

$$\begin{aligned} \Phi_\Delta &= \\ & f_1(\tilde{\theta}_{11}x_1 + \tilde{\theta}_{12}x_2) + f_1 \Delta_\theta + f_2 e \tilde{\theta}_{22}x_2 + f_2 e \Delta_\alpha + \\ & f_3 e(\tilde{\theta}_{32}x_2 + \tilde{\theta}_{33}x_3 + \tilde{\theta}_{34}x_4) + f_3 e \Delta_{\omega_z} - \lambda_1 - \lambda_2 - \lambda_3. \end{aligned} \quad (29)$$

假设1 包含了通道之间的耦合不确定性项的

Δ_α 和 Δ_{ω_z} , 以及包含目标机动的不确定性 Δ_θ , 满足以下有界条件:

$$|\Delta_\theta| \leq \eta_1 p_1(x), |\Delta_\alpha| \leq \eta_2 p_2(x), |\Delta_{\omega_z}| \leq \eta_3 p_3(x). \quad (30)$$

根据假设 1, 有以下各式成立:

$$\begin{aligned} |f_1 \Delta_\theta| &\leq \eta_1 p_1(x) |f_1|, \\ |f_2 e \Delta_\alpha| &\leq \eta_2 p_2(x) |f_2 e|, \\ |f_3 e \Delta_{\omega_z}| &\leq \eta_3 p_3(x) |f_3 e|. \end{aligned} \quad (31)$$

同时, 设计

$$\lambda_1(x, t) = \xi_1(S, x, \hat{\beta}_1), \quad (32)$$

$$\lambda_2(x, t) = \xi_2(S, x, e, \hat{\beta}_2), \quad (33)$$

$$\lambda_3(x, t) = \xi_3(S, x, e, \hat{\beta}_3). \quad (34)$$

其中

$$\begin{aligned} \xi_1 &= \hat{\beta}_1 \gamma_1, \quad \gamma_1 = q_1(x) \tanh \frac{Sq_1(x)}{\varepsilon_1}, \\ q_1(x) &= p_1(x) |f_1|; \end{aligned} \quad (35)$$

$$\begin{aligned} \xi_2 &= \hat{\beta}_2 \gamma_2, \quad \gamma_2 = q_2(x) \tanh \frac{Sq_2(x)}{\varepsilon_2}, \\ q_2(x) &= p_2(x) |f_2 e|; \end{aligned} \quad (36)$$

$$\begin{aligned} \xi_3 &= \hat{\beta}_3 \gamma_3, \quad \gamma_3 = q_3(x) \tanh \frac{Sq_3(x)}{\varepsilon_3}, \\ q_3(x) &= p_3(x) |f_3 e|. \end{aligned} \quad (37)$$

所以有

$$\begin{aligned} &Sf_1 \Delta_\theta - S\lambda_1(x, t) + Sf_2 e \Delta_\alpha - \\ &S\lambda_2(x, t) + Sf_3 e \Delta_{\omega_z} - S\lambda_3(x, t) = \\ &Sf_1 \Delta_\theta + Sf_2 e \Delta_\alpha + Sf_3 e \Delta_{\omega_z} - \\ &S\xi_1 - S\xi_2 - S\xi_3 = \\ &Sf_1 \Delta_\theta + Sf_2 e \Delta_\alpha + Sf_3 e \Delta_{\omega_z} - \\ &S\hat{\beta}_1 q_1 \tanh \frac{Sq_1}{\varepsilon_1} - S\hat{\beta}_2 q_2 \tanh \frac{Sq_2}{\varepsilon_2} - \\ &S\hat{\beta}_3 q_3 \tanh \frac{Sq_3}{\varepsilon_3} \leq \\ &\eta_1 |Sq_1| + \eta_2 |Sq_2| + \eta_3 |Sq_3| - \\ &S\hat{\beta}_1 q_1 \tanh \frac{Sq_1}{\varepsilon_1} - S\hat{\beta}_2 q_2 \tanh \frac{Sq_2}{\varepsilon_2} - \\ &S\hat{\beta}_3 q_3 \tanh \frac{Sq_3}{\varepsilon_3} < \\ &(\eta_1 - \hat{\beta}_1)S\gamma_1 + (\eta_2 - \hat{\beta}_2)S\gamma_2 + (\eta_3 - \hat{\beta}_3)S\gamma_3 < \\ &\tilde{\eta}_1 S\gamma_1 + \tilde{\eta}_2 S\gamma_2 + \tilde{\eta}_3 S\gamma_3. \end{aligned} \quad (38)$$

其中

$$\tilde{\eta}_1 = \eta_1 - \hat{\beta}_1, \quad \tilde{\eta}_2 = \eta_2 - \hat{\beta}_2, \quad \tilde{\eta}_3 = \eta_3 - \hat{\beta}_3. \quad (39)$$

可以设计如下自适应律:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\beta}}_1 &= S\gamma_1, \quad \dot{\hat{\beta}}_2 = S\gamma_2, \quad \dot{\hat{\beta}}_3 = S\gamma_3, \\ \dot{\hat{\theta}}_{11} &= Sf_1 x_1, \quad \dot{\hat{\theta}}_{12} = Sf_1 x_2, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\theta}}_{22} &= Sf_2 e x_2, \quad \dot{\hat{\theta}}_{32} = Sf_3 e x_2, \\ \dot{\hat{\theta}}_{33} &= Sf_3 e x_3, \quad \dot{\hat{\theta}}_{34} = Sf_4 e x_4. \end{aligned} \quad (40)$$

选取 Lyapunov 函数

$$\begin{aligned} V &= \frac{1}{2} S^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 \tilde{\eta}_i^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 \tilde{\theta}_{1i}^2 + \\ &\frac{1}{2} \tilde{\theta}_{22}^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=2}^4 \tilde{\theta}_{3i}^2. \end{aligned} \quad (41)$$

取函数 $f(S) = k_1 S$, 则由式 (23)、(28)、(29)、(38)、(39)、(40) 和 (41), 得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \\ &S\dot{S} + \sum_{i=1}^3 \tilde{\eta}_i \dot{\tilde{\eta}}_i + \tilde{\theta}_{11} \dot{\tilde{\theta}}_{11} + \tilde{\theta}_{12} \dot{\tilde{\theta}}_{12} + \\ &\tilde{\theta}_{22} \dot{\tilde{\theta}}_{22} + \sum_{i=2}^4 \tilde{\theta}_{3i} \dot{\tilde{\theta}}_{3i} = \\ &-k_1 S^2 + Sf_4 eb(u - u_e^*) + S\Phi_\Delta + \sum_{i=1}^3 \tilde{\eta}_i \dot{\tilde{\eta}}_i + \\ &\tilde{\theta}_{11} \dot{\tilde{\theta}}_{11} + \tilde{\theta}_{12} \dot{\tilde{\theta}}_{12} + \tilde{\theta}_{22} \dot{\tilde{\theta}}_{22} + \sum_{i=2}^4 \tilde{\theta}_{3i} \dot{\tilde{\theta}}_{3i} \leq \\ &-k_1 S^2 + Sf_4 eb(u - u_e^*) + \sum_{i=1}^3 \tilde{\eta}_i (S\gamma_i - \dot{\hat{\beta}}_i) < \\ &Sf_4 eb(u - u_e^*) < \\ &-Sf_4 ebN(k)u_d - Su_d < \\ &-[1 + f_4 ebN(k)]u_d S. \end{aligned} \quad (42)$$

对式 (42) 两边积分, 得

$$\begin{aligned} V(t) - V(0) &\leq \\ &-\int_{k(0)}^{k(t)} [1 + f_4 ebN(k)] dk = \\ &k(0) - k(t) - \int_{k(0)}^{k(t)} bf_4 eN(k) dk. \end{aligned}$$

考虑到 Nussbaum 函数有如下性质:

$$\limsup_{s \rightarrow \infty} \frac{1}{s} \int_0^s N(x) dx = +\infty,$$

采用反证法, 假设 $k(t)$ 无界, 则有

$$\begin{aligned} 0 &\leq V(t)/k(t) \leq \\ &[k(0) - k(t) + V(0)]/k(t) - \\ &\int_{k(0)}^{k(t)} bf_4 eN(k) dk / k(t) \rightarrow -\infty, \end{aligned}$$

假设不成立, 由此可知 $V(t)$ 、 $k(t)$ 在闭区间上有界.

引理 1 (Barbalat 定理) 对于函数 $\phi: R_+ \rightarrow R$, 如果 ϕ 是一致连续的, $\lim_{t \rightarrow \infty} \int_0^t \phi(\tau) d\tau$ 存在且有界, 则 $\lim_{t \rightarrow \infty} \phi(\tau) = 0$.

当闭环系统各信号有界时, 由引理 2 可知 S 收敛到零. 又由定理 1 知, 当系统状态收敛到滑模面上时, 系统状态 x_1 能收敛到期望的状态 x_1^d .

3 仿真分析

为了验证本文所设计的制导控制一体化算法的性能, 对所设计的制导控制律进行数字仿真. 一体化制导控制律为式(24), 相应的控制参数如表1所示.

表1 控制参数

ρ	c_1	k_1	ε_1	ε_2	ε_3
1	5	5	0.1	0.1	0.1

Nussbaum函数取为 $N(k) = k^2 \cos k$, 自适应律为式(26)和(40), 滑模面为式(13), 滑模面函数 $f(S) = k_1 S$. 导弹的初始速度为800 m/s, 目标的初始速度为400 m/s. 导弹的标准气动系数如表2所示, 初始状态如表3所示.

表2 标准气动参数

$c_{y0}^a / (\text{m/s}^{-2})$	m_{z0}^a / s^{-2}	$m_{z0}^{\delta_z} / \text{s}^{-2}$	$m_{z0}^{\tilde{\omega}_z} / \text{s}^{-2}$
57.16	-28.61	-27.92	-27

表3 初始条件

攻角 / ($^\circ$)	俯仰角速率 / ($^\circ/\text{s}$)	视线角速率 / ($^\circ/\text{s}$)
1.1	-33	3.5

情况1 由于目标的机动, 气动建模的不确定性和通道之间耦合的影响, 系统存在非匹配不确定项 Δ_θ 、 Δ_α 和 Δ_{ω_z} . 为了分析控制律对这些扰动的抗干扰能力, 取以下两组值进行对比分析(导弹的气动系数取表2中的标称值):

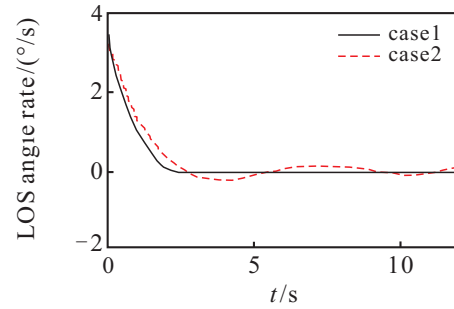
干扰1 $\Delta_\alpha = 0.1 \cos t$, $\Delta_{\omega_z} = \sin t$, $\Delta_\theta = \sin t$;

干扰2 $\Delta_\alpha = 2 \cos t$, $\Delta_{\omega_z} = 3 \sin t$, $\Delta_\theta = 5 \sin t$.

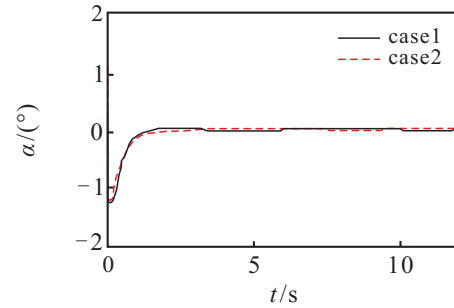
弹目视线角速率、攻角、俯仰角速率和过载仿真结果如图2所示.

根据平行导引法原理, 在末制导阶段, 为了使导弹对目标成功拦截, 要求导弹和目标之间的视线角速率(称为LOS)不断减小并趋于零. 图2(a)说明一体化制导控制律能使弹目视线角速率经2s后趋于零, 且约2s后在滑模面上弹目视线角速率基本稳定, 波动幅度较小, 所以能够保证导弹平行接近目标对其拦截. 干扰2相对于干扰1, 由于增加了干扰项的幅度, 视线角速率存在微小的波动, 但仍能保证趋于零, 实现平行接近. 从图2(b)可以看出, 约2s后攻角趋于零, 随着干扰幅度的增加, 攻角基本保持不变. 由图2(c)可知, 俯仰角速率经2s后趋于零, 随着干扰幅度的增加, 俯仰角速率存在微小的波动. 而从图2(d)的过载曲线(n_y 是相对于导弹重量而言的无量纲量)也可以看出, 经2s后过载趋于稳定, 过载在导弹的可用过载范围内变化, 随着干扰幅度的增加, 并未出现太大的波动.

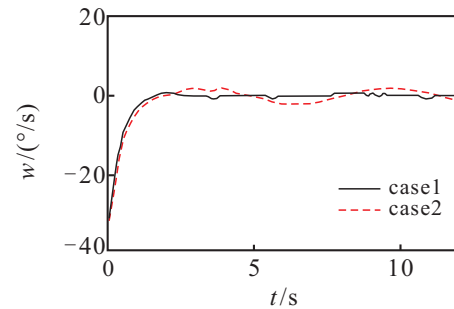
综合图2可以看出: 前2s未到达滑模面之前, 视线角速率、攻角、俯仰角速率和过载变化较快; 2s后



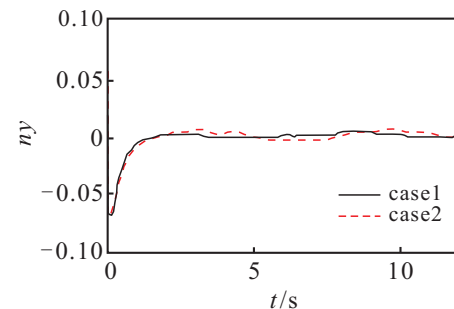
(a) 弹目视线角速率



(b) 攻角曲线



(c) 俯仰角速率曲线



(d) 过载曲线

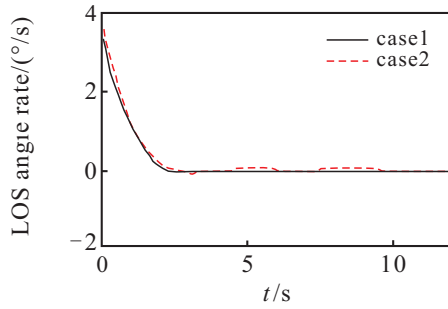
图2 情况1仿真曲线

在滑模面上变化较慢且趋于稳定. 通过对不同幅度干扰影响的分析表明, 2s后在滑模面上随着干扰幅度的增加, 一体化控制律仍能够保证系统状态稳定, 具有抗干扰能力.

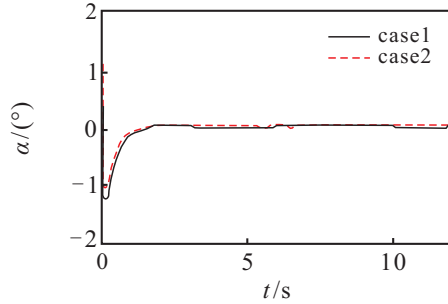
从以上分析可知, 虽然导弹模型存在不确定性和目标机动的干扰, 但所设计的一体化制导控制律仍能保证对导弹有较好的控制作用.

情况2 为了验证所设计的一体化控制律对气动系数的强适应性, 采用同样的非匹配不确定干扰 $\Delta_\alpha = 0.1 \cos t$, $\Delta_{\omega_z} = \sin t$, $\Delta_\theta = \sin t$, 同时分别采用标准气动系数和摄动20%的气动系数进行对比分析.

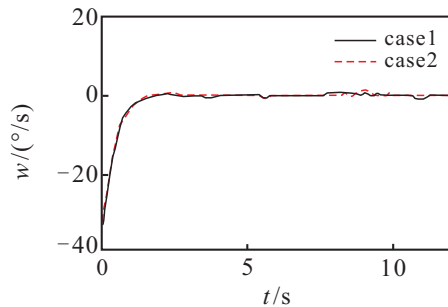
弹目视线角速率、攻角、俯仰角速率和过载仿真结果如图 3 所示。



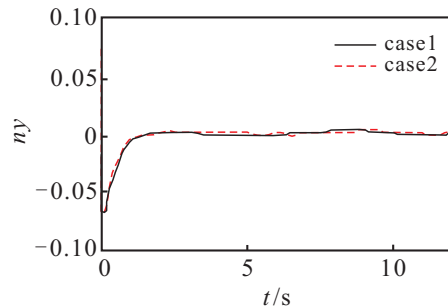
(a) 弹目视线角速率



(b) 攻角曲线



(c) 俯仰角速率曲线



(d) 过载曲线

图 3 情况 2 仿真曲线

从图 3 可以看出: 导弹采用标准气动系数和扰动 20% 的气动系数, 在所设计的控制律控制作用下, 经过约 2 s 就到达了滑模面; 在到达滑模面之前, 视线角速率、攻角、俯仰角速率和过载变化较快; 在滑模面上, 这些状态变量能够保持稳定, 且控制作用对气动系数的扰动有较好的抗干扰能力。

情况 3 为了验证所设计的一体化控制律相对于传统的将制导和控制分开设计的优越性, 将一体化制导控制律与传统的“比例制导 + PID 控制”进行对

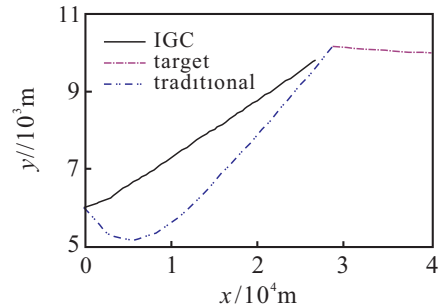
比. 传统设计中比例制导为

$$n_M = N\dot{r}\dot{q},$$

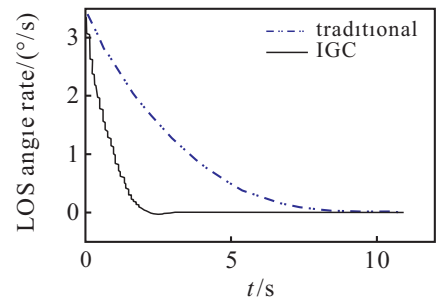
其中: n_M 为导弹垂直于视线方向的加速度指令; N 为有效导航比, 取为 4; \dot{r} 为视线方向导弹和目标的相对速度; \dot{q} 为视线角速率. PID 控制为

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \int e(t) dt + k_d de(t)/dt,$$

控制系数取 $k_p = 3.2, k_i = 0.2, k_d = 0.4$. 在相同的目标机动情况下, 一体化控制方法 (24) 与传统控制方法下导弹拦截目标的轨迹和弹目视线角速率见图 4.



(a) 导弹和目标运动轨迹



(b) 弹目视线角速率

图 4 情况 3 仿真曲线

从图 4(a) 可以看出, 采用所设计的一体化制导控制律相对于传统的比例制导律 + PID 控制, 弹道更加平滑, 降低了对过载的要求, 有利于保证导弹在末制导阶段具有较充裕的机动能力. 图 4(b) 表明, 一体化制导控制律相对于传统导引律能使弹目视线角速率更快地趋于零, 且能够保证弹目视线角速率稳定, 从而由平行接近原理知导弹能对目标进行拦截。

4 结 论

本文在考虑通道间耦合、气动建模不确定性、气动参数扰动和目标机动引起的干扰情况下, 设计了 Nussbaum 增益滑模自适应控制的导弹制导控制一体化控制律. 研究结果表明:

1) 虽然建模存在通道间耦合、气动建模不确定性 Δ_α 和 Δ_{ω_z} 以及目标机动干扰不确定性 Δ_θ , 但所设计的一体化控制律经约 2 s 后系统的状态在滑模面上变化较慢, 能够克服模型不确定性干扰的影响;

2) 控制律对于气动系数扰动具有较强的适应性, 因此能够保证系统稳定并具有较好的控制效果;

3) 相对于传统的设计方法, 本文所设计的一体化控制方法在拦截机动目标时效果较好.

参考文献(References)

- [1] Shtessel Y, Shkolnikov I. Integrated guidance and control of advanced interceptors using second order sliding modes[C]. The 42nd IEEE Conf on Decision and Control. Hawaii, 2003: 4587-4592.
- [2] Shima T, Idan M, Golan O M. Sliding mode control for integrated missile autopilot-guidance[J]. AIAA J of Guidance Control and Dynamics, 2006, 29(2): 250-260.
- [3] Shima T, Golan O M. Bound differential games guidance law for dual-controlled missiles[J]. IEEE J of Control Systems Technology, 2006, 14(4): 719-724.
- [4] Shima T, Shinar J. Time varying pursuit-evasion game models with bounded control[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2002, 25(3): 425-432.
- [5] Shima T, Golan O M. Head pursuit guidance[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(5): 1437-1444.
- [6] Shima T, Golan O M. Linear quadratic differential games guidance law for dual controlled missiles[J]. IEEE J of Aerospace and Electronic Systems, 2007, 43(3): 834-842.
- [7] Battistini S, Shima T. Differential games missile guidance with bearings-only measurements[J]. IEEE J of Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50(4): 2906-2915.
- [8] Xin M, Balakrishnan S N, Ohlmeyer E J. Integrated guidance and control of missiles with θ -D method[J]. IEEE J of Control Systems Technology, 2006, 14(6): 981-992.
- [9] Xin M, Balakrishnan S N. Nonlinear H ∞ missile longitudinal autopilot design with θ -D method[J]. IEEE J of Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44(1): 41-56.
- [10] 姜河, 赵国荣, 赵正绪. 基于块对角理论的飞行器制导控制一体化设计[J]. 飞行力学, 2013, 31(5): 437-442.
(Jiang H, Zhao G R, Zhao Z X. Integrated guidance and control design of vehicle based on block diagonal control[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(5): 437-442.)
- [11] 段广仁, 侯明哲, 谭峰. 基于滑模方法的自适应一体化引导与控制律设计[J]. 兵工学报, 2010, 31(2): 191-198.
(Duan G R, Hou M Z, Tan F. Adaptive, integrated guidance and control law design using sliding-mode approach[J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(2): 191-198.)
- [12] 朱战霞, 陈鹏, 唐必伟. 基于滑模方法的空空导弹一体化制导控制律设计[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(2): 213-219.
(Zhu Z X, Chen P, Tang B W. Design of integrated guidance and control law for air to air missile based on sliding mode control method[J]. J of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(2): 213-219.)
- [13] 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 K, 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.)
- [14] 王昭磊, 王青, 冉茂鹏, 等. 基于自适应模糊滑模的复合制导制导控制一体化反演设计[J]. 兵工学报, 2015, 36(1): 78-86.
(Wang Z L, Wang Q, Ran M P, et al. Integrated guidance and control back stepping design of blended control missile based on adaptive fuzzy sliding mode control[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(1): 78-86.)
- [15] Lei Junwei, Liang Yong, Wu Huali. Nussbaum gain control technology for supersonic missile[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2014: 16-41.
- [16] Rafael Yanushevsky. Modern missile guidance[M]. Boca Raton: Taylor & Francis Group LLC, CRC Press, 2008: 30-40.
- [17] Han Yan, Haibo Ji. Integrated guidance and control for dual-control missiles based on small-gain theorem[J]. Automatica, 2012, 48(10): 2686-2692.
- [18] Ming-Hsiung Hsueh, Ting-Kuo Wang, Li-Chen Fu. Integrated game based guidance with nonlinear autopilot design for maneuvering target interception[J]. Asian J of Control, 2014, 16(2): 431-440.
- [19] Mingzhe Hou, Xiaoling Liang, Guangren Duan. Adaptive block dynamic surface control for integrated missile guidance and autopilot[J]. Chinese J of Aeronautics, 2013, 26(3): 741-750.

(责任编辑: 曹洪武)