

基于扩展 L_1 自适应的战斗机大迎角非线性控制

陈海^{1†}, 何开锋¹, 钱炜祺¹, 沈宁²

(1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;

2. 中国兵器工业第203研究所, 西安 710065)

摘要: 针对常规动态逆控制对系统不确定性较为敏感的缺点, 提出一种扩展 L_1 自适应控制方法, 用于战斗机大迎角非线性控制. 采用时标分离原理将控制系统分为内外两个回路, 分别设计动态逆控制器作为基本控制器, 用于角速率和角度的跟踪控制. 设计 L_1 自适应控制器作为扩展控制器, 用于抵消系统中的不确定性. 分别在标称和加入参数摄动的情况下进行仿真验证与对比, 仿真结果表明所提出的控制方法能够有效抵消系统中的不确定性, 提高控制效果.

关键词: 战斗机; 大迎角控制; L_1 自适应控制; 动态逆; 不确定性

中图分类号: TP273; V249

文献标志码: A

L_1 adaptive augmentation for high angle of attack nonlinear control of fighter

CHEN Hai^{1†}, HE Kai-feng¹, QIAN Wei-qi¹, SHEN Ning²

(1. Computational Aerodynamics Research Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China; 2. No.203 Research Institute of China Ordnance Industries, Xi'an 710065, China)

Abstract: Since the conventional dynamic inversion(DI) control is sensitive to the uncertainties of system, an L_1 adaptive augmentation approach is proposed to control the high angle of attack of fighter. Firstly, the control system is divided into the inner loop and outer loop based on the time-scale separation principle. Then, dynamic inversion controllers are designed as the basic controllers to follow the angle rates and the angles. The L_1 adaptive controller is designed as augmentation controller to cancel the uncertainties of the control system. Finally, the simulations and comparisons are implemented in the nominal case and parameter perturbation case. Simulation results show that the proposed control approach is able to cancel the uncertainties and increase the control effects efficiently.

Keywords: fighter; high angle of attack control; L_1 adaptive control; dynamic inversion; uncertainty

0 引言

为了提高空战性能, 现代战斗机要具备大迎角超机动能力. 战斗机在大迎角飞行时, 其操纵性和稳定性会随着迎角的增大而急剧变化, 并呈现出严重的非线性. 常规的小扰动线性化方法已不能满足这一控制需求, 需要发展非线性控制方法.

动态逆(DI)是一种常用的非线性控制方法, 但由于其需要建立精确的数学模型, 当系统中受到不确定性因素影响时, 其控制效果下降较为明显^[1]. 而 L_1 自适应控制方法能够有效抵消系统中的不确定性^[2-3], 将其与动态逆方法结合, 能够实现战斗机的大迎角非线性控制.

文献[4]通过动态逆解耦, 将控制系统分为纵向、

横向和侧向3个通道, 并分别加入 L_1 自适应扩展控制器用于抵消系统的不确定; 文献[5]使用线性化模型, 将动态逆与 L_1 自适应控制结合, 再逐通道设计控制律. 这两种方式需要分别设计 L_1 自适应补偿控制器, 增加了系统的计算量, 对系统的实时性造成了一定的影响. 文献[6]在动态逆控制基础上加入了 L_1 自适应控制, 但构造的非线性方程系数中含有时变参数, 给 L_1 自适应控制器的设计带来了困难; 文献[7]在内回路中应用了动态逆和 L_1 自适应控制, 但外回路仍采用常规控制器, 用于机动动作的协调和姿态的修正; 文献[8]利用动态逆将被控对象线性化, 再应用线性 L_1 自适应控制抵消系统中的不确定性, 但该 L_1 自适应控制方法不能应用于非线性系统; 文献[9]在动态

收稿日期: 2016-06-20; 修回日期: 2016-09-08.

基金项目: 国家自然科学基金项目(11532016); 中国博士后科学基金项目(2015M582810).

作者简介: 陈海(1981—), 男, 讲师, 博士, 从事先进控制算法、飞行器控制的研究; 何开锋(1963—), 男, 研究员, 博士生导师, 从事飞行器控制、飞行力学等研究.

[†]通讯作者. E-mail: chenhai@mail.nwpu.edu.cn

逆基础上设计了 L_1 自适应控制,但没有给出构建 L_1 自适应控制器所需的微分方程;文献[10]在构建被控对象的微分方程时,不确定项 σ 中含有控制变量 u ,影响了控制效果.

本文在上述文献的基础上,将动态逆作为基本控制器,并在内回路中加入 L_1 自适应非线性控制作为扩展控制器,用于战斗机大迎角控制.该控制器能够有效抵消系统中的不确定性,在保证系统快速响应的同时,提高控制效果.

1 问题描述

根据时标分离原理^[11],战斗机大迎角非线性控制系统可以分为内外两个控制回路,分别由如下非线性方程描述^[12]:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{out} &= f_{out} + G_{out}u_{out}, & (1) \\ \dot{x}_{in} &= f_{in} + G_{in}u_{in_v}. & (2) \end{aligned}$$

其中

$$\begin{aligned} x_{out} &= [\alpha \quad \beta \quad \mu]^T, \quad u_{out} = [p \quad q \quad r]^T, \\ f_{out} &= \begin{bmatrix} -L - T_x \sin \alpha + T_z \cos \alpha + mg \cos \gamma \cos \mu \\ mV \cos \beta \\ (Y - T_x \cos \alpha \sin \beta + T_y \cos \beta - T_z \sin \beta \sin \alpha + mg \sin \mu \cos \gamma)/mV \\ (Y \cos \mu \tan \gamma \cos \beta + L \sin \mu \tan \gamma + L \tan \beta + T_x \tan \gamma \sin \mu \sin \alpha - T_x \tan \gamma \cos \mu \cos \alpha \sin \beta + T_x \sin \alpha \tan \beta - T_z \cos \alpha \tan \beta + T_y \tan \gamma \cos \mu \cos \beta - T_z \tan \gamma \cos \mu \sin \beta \sin \alpha - T_z \tan \gamma \sin \mu \cos \alpha - mg \cos \mu \tan \beta \cos \gamma)/mV \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

$$G_{out} = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ \cos \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix};$$

$$x_{in} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \quad f_{in} = \begin{bmatrix} c_1 r q + c_2 p q + c_3 \hat{L} + c_4 \hat{N} \\ c_5 p r - c_6 p^2 + c_6 r^2 + c_7 \hat{M} \\ c_8 p q - c_2 r q + c_4 \hat{L} + c_9 \hat{N} \end{bmatrix},$$

$$u_{in_v} = \begin{bmatrix} L_c \\ M_c \\ N_c \end{bmatrix}, \quad G_{in} = \begin{bmatrix} c_3 & 0 & c_4 \\ 0 & c_7 & 0 \\ c_4 & 0 & c_9 \end{bmatrix}.$$

x_{out} 和 u_{out} 分别为外回路的状态变量和控制变量; α 为迎角, β 为侧滑角, μ 为绕速度矢滚转角; p 、 q 、 r 分别为机体坐标系下的3个角速度分量,即滚转、俯仰和偏航角速度; γ 为航迹倾斜角, χ 为航迹方位角; D 、 Y 、 L 分别为阻力、侧力和升力; T_x 、 T_y 、 T_z 分别为发动机推力在机体坐标系上的3个分量; V 为空速; m 为战斗机质量; g 为重力加速度. x_{in} 和 u_{in_v} 分别为内回路的状态变量和虚拟控制变量; L_c 、 M_c 、 N_c 分别为气动舵面和推力矢量偏角产生的力矩在机体坐标系下的3个分量; \hat{L} 、 \hat{M} 、 \hat{N} 分别为滚转、俯仰和偏航零控制力矩,即战斗机各操纵面置零时的气动力矩和推力矩之和在机体坐标系下的3个分量. $c_1 \sim c_9$ 分别表示力矩方程系数: $c_1 = ((I_y - I_z)I_z - I_{xz}^2)/\Sigma$, $c_2 = (I_x - I_y + I_z)I_{xz}/\Sigma$, $c_3 = I_z/\Sigma$, $c_4 = I_{xz}/\Sigma$, $c_5 = (I_z - I_x)/I_y$, $c_6 = I_{xz}/I_y$, $c_7 = 1/I_y$, $c_8 = ((I_x - I_y)/I_x + I_{xz}^2)/\Sigma$, $\Sigma = I_x I_z - I_{xz}^2$, I_x 、 I_y 、 I_z 为转动惯量, I_{xz} 为惯性积.

战斗机大迎角控制的目标就是设计一个控制器,在系统存在不确定性的情况下,使得系统输出能够跟踪含有大迎角指令的输入信号,并且满足一定的瞬态和稳态性能指标.

2 控制器设计

2.1 控制器总体设计

内外回路均采用动态逆作为基本控制器,内回路用于角速率控制,外回路用于迎角、侧滑角和绕速度矢滚转角跟踪控制.因为外回路的不确定性干扰会反映到内回路中,并最终引起内回路力矩发生变化,所以本文只在内回路中加入 L_1 自适应控制作为扩展控制器,用于消除系统中的不确定性.总的控制结构如图1所示.其中: $x_{out_c} = [\alpha_c \quad \beta_c \quad \mu_c]^T$ 为外回路指令(command)信号; $x_{out_r} = [\alpha_r \quad \beta_r \quad \mu_r]^T$ 为外回路参考(reference)信号; $u_{out} = x_{in_c} = [p_c \quad q_c \quad r_c]^T$ 为外回路控制信号,同时也是内回路的指令信号; $u_{in_{DI}} = [L_{DI} \quad M_{DI} \quad N_{DI}]^T$ 为内回路动态逆控制信号; $u_{in_{L1}} = [L_{L1} \quad M_{L1} \quad N_{L1}]^T$ 为内回路 L_1 自适应控制信号; u_{in} 为实际控制变量,一般由副翼偏角 δ_a 、方向舵偏角 δ_r 、升降舵偏角 δ_e 、鸭翼偏角 δ_c 、襟翼偏角 δ_f 、 y 方向推力矢量偏角 δ_y 、 z 向推力矢量偏角 δ_z 等组成.

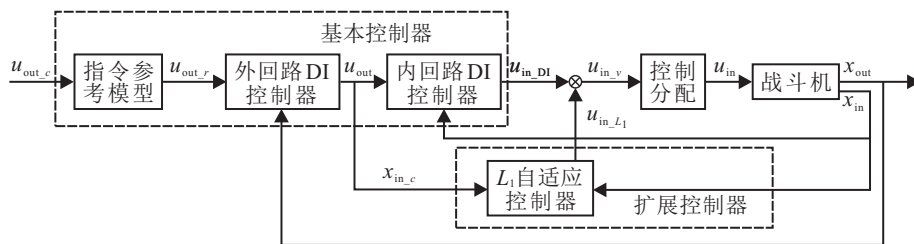


图1 控制器总体结构

内回路虚拟控制变量由动态逆控制变量和 L_1 自适应控制变量组成,即

$$u_{in_v} = u_{in_DI} + u_{in_L1}. \quad (3)$$

虚拟控制变量 u_{in_v} 向实际控制变量 u_{in} 的转换过程即为控制分配,可用如下方程描述:

$$u_{in_v} = H u_{in}. \quad (4)$$

如果战斗机为常规布局,即只有副翼、方向舵和升降舵偏角3个控制变量,则 H 为方阵,它的逆唯一;如果战斗机的实际控制变量超过3个,则 H 为非方阵,其广义逆不唯一,这就需要借助控制分配技术求解其广义逆,最后再通过式(4)解算出实际控制变量.

2.2 基本控制器设计

2.2.1 指令参考模型

在大迎角飞行过程中,飞行员通过纵向操纵驾驶杆给出迎角指令 α_c ,通过脚踏给出侧滑角指令 β_c ,通过横向操纵驾驶杆给出绕速度矢滚转角速度指令 $\dot{\mu}_c$.根据战斗机飞行品质要求,迎角和侧滑角指令响应为二阶模型,绕速度矢量滚转角速度指令响应为一阶模型^[13].

迎角和侧滑角参考模型选取为

$$\frac{x_r(s)}{x_c(s)} = \frac{\omega_i^2}{s^2 + 2\xi_i\omega_i s + \omega_i^2}, \quad i = \alpha, \beta. \quad (5)$$

其中: $x_r(s)$ 为参考模型输出, $x_c(s)$ 为指令输入, ω_i 和 ξ_i 为二阶模型的自然频率和阻尼比.

绕速度矢量滚转角速度参考模型选取为

$$\frac{\dot{\mu}_r(s)}{\dot{\mu}_c(s)} = \frac{\omega_{\dot{\mu}}}{s + \omega_{\dot{\mu}}}, \quad (6)$$

其中 $\omega_{\dot{\mu}}$ 为一阶模型截止频率.

ω_i 、 ξ_i 和 $\omega_{\dot{\mu}}$ 按照飞行品质要求进行选取,并且应当满足参考模型的带宽比内回路带宽低3倍以上.

2.2.2 外回路动态逆控制器设计

G_{out} 的逆为

$$G_{out}^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \cos \beta \\ 1 & 0 & \sin \beta \\ 0 & -\cos \alpha & \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix}.$$

不论 α 和 β 取何值, G_{out}^{-1} 都存在.因此,可以应用动态逆方法设计外回路控制器为

$$u_{out} = x_{in_c} - \bar{G}_{out}^{-1}(v_{out} - \bar{f}_{out}). \quad (7)$$

其中: \bar{G}_{out}^{-1} 和 \bar{f}_{out} 取自实际被控对象,通过迎角、侧滑角、过载、速度等测量量计算得到; v_{out} 为外回路伪逆控制器,其物理含义为期望的系统动态特性.一般情况下,伪逆控制器 v_{out} 选取为

$$v_{out} = K_{out} \left(\begin{bmatrix} 1 & & \\ & 1 & \\ & & 1/s \end{bmatrix} x_{out_r} - x_{out} \right), \quad (8)$$

其中 K_{out} 为各元素均大于零的对角矩阵.外回路动态逆控制器的结构如图2所示.

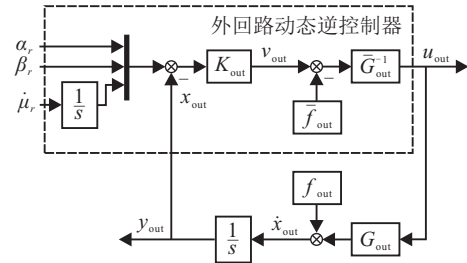


图2 外回路动态逆控制器结构

2.2.3 内回路动态逆控制器设计

G_{in} 的逆为战斗机的惯量张量,即

$$G_{in}^{-1} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix}.$$

应用动态逆方法,设计内回路控制器为

$$u_{in_DI} = \bar{G}_{in}^{-1}(v_{in} - \bar{f}_{in}), \quad (9)$$

其中: \bar{G}_{in}^{-1} 和 \bar{f}_{in} 取自实际被控对象,通过转动惯量、惯性积、角速率等测量量计算得到; v_{in} 为内回路伪逆控制器,一般选取为

$$v_{in} = K_{in}(x_{in_c} - x_{in}), \quad (10)$$

K_{in} 为各元素均大于零的对角矩阵.内回路动态逆控制器的结构与外回路类似,这里不再给出.

2.3 L_1 自适应扩展控制器设计

在内回路系统(2)中加入不确定项 $d \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 后可以表示为

$$\dot{x}_{in} = f_{in} + G_{in}u_{in_v} + d, \quad (11)$$

其中不确定项 d 包括内回路中的外部干扰和外回路中的不确定性引起的内部干扰^[14-15].

将式(3)、(9)和(10)代入(11),整理后可得

$$\dot{x}_{in} = -K_{in}x_{in} + G_{in}[u_{in_L1} - \bar{G}_{in}^{-1}\bar{f}_{in} + G_{in}^{-1}d + \bar{G}_{in}^{-1}K_{in}x_{in_c} + (G_{in}^{-1} - \bar{G}_{in}^{-1})K_{in}x_{in} + G_{in}^{-1}f_{in}]. \quad (12)$$

令

$$A = -K_{in}, \quad B = G_{in},$$

$$\varpi = -\bar{G}_{in}^{-1}\bar{f}_{in} + G_{in}^{-1}d + \bar{G}_{in}^{-1}K_{in}x_{in_c} + (G_{in}^{-1} - \bar{G}_{in}^{-1})K_{in}x_{in} + G_{in}^{-1}f_{in}.$$

则式(12)可以改写为

$$\dot{x}_{in} = Ax_{in} + B(u_{in_L1} + \varpi), \quad (13)$$

其中 $\varpi \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 可以看作系统(13)中存在的不确定性.通过设计 L_1 自适应控制器,能够有效抵消这一不

确定性,提高控制效果.

不确定性 ϖ 是时间 t 和内回路状态变量 x_{in} 的函数,可写为 $\varpi(t, x_{in})$. 不确定性有一定的量级和界限,满足如下假设:

假设1 $\varpi(t, 0)$ 有界,即存在 $A > 0$ 满足 $\|\varpi(t, 0)\|_{\infty} \leq A, \forall t \geq 0$. (14)

假设2 $\varpi(t, x_{in})$ 的偏导数半全局一致有界,即对于任意的 $\delta > 0$,存在与时间 t 无关的 $d_{\varpi x}(\delta) > 0$ 和 $d_{\varpi t}(\delta) > 0$,对于任意 $\|x_{in}\|_{\infty} \leq \delta, \varpi(t, x_{in})$ 的偏导数分段连续有界,即

$$\begin{cases} \left\| \frac{\partial \varpi(t, x_{in})}{\partial x_{in}} \right\|_{\infty} \leq d_{\varpi x}(\delta), \\ \left\| \frac{\partial \varpi(t, x_{in})}{\partial t} \right\|_{\infty} \leq d_{\varpi t}(\delta). \end{cases} \quad (15)$$

根据以上假设,即可以设计非线性 L_1 自适应控制器. 该控制器由状态预测器、自适应律和控制律组成. 其中:状态预测器用于构造理想系统的状态输出;自适应律用于估计状态预测器中的自适应估计参数;控制律直接用于控制实际被控对象并参与状态预测. 完整的 L_1 自适应控制器^[16]设计如下.

1) 状态预测器

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}_{in}(t) &= A\hat{x}_{in}(t) + B(\hat{\omega}(t)u_{in_{L_1}}(t) + \\ &\quad \hat{\lambda}(t)\|x_{in}(t)\|_{\infty} + \hat{\sigma}(t)). \end{aligned} \quad (16)$$

其中: $\hat{\omega}(t) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}, \hat{\lambda}(t) \in \mathbf{R}^{3 \times 1}, \hat{\sigma}(t) \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为自适应估计,并且有 $\hat{x}_{in}(0) = x_{in}(0)$ ^[17].

2) 自适应律

$$\begin{cases} \dot{\hat{\omega}}(t) = \Gamma \text{Proj}(\dot{\hat{\omega}}(t), -(\tilde{x}_{in}^T(t)PB)^T u_{in_{L_1}}^T(t)), \\ \dot{\hat{\lambda}}(t) = \Gamma \text{Proj}(\dot{\hat{\lambda}}(t), -(\tilde{x}_{in}^T(t)PB)^T \|x_{in}(t)\|_{\infty}), \\ \dot{\hat{\sigma}}(t) = \Gamma \text{Proj}(\dot{\hat{\sigma}}(t), -(\tilde{x}_{in}^T(t)PB)^T). \end{cases} \quad (17)$$

其中: $\hat{\omega}(0) = \hat{\omega}_0, \hat{\lambda}(0) = \hat{\lambda}_0, \hat{\sigma}(0) = \hat{\sigma}_0; \Gamma \in \mathbf{R}^+$ 为自适应增益; $\tilde{x}_{in}(t) \triangleq \hat{x}_{in}(t) - x_{in}(t)$ 为预测误差; $P = P^T > 0$ 为李雅普诺夫方程 $A^T P + PA = -Q$ 的解, $Q = Q^T > 0; \text{Proj}(\cdot, \cdot)$ 为投影算子,其定义见文献[18].

3) 控制律

$$u_{in_{L_1}}(s) = -K_d D(s) (\hat{\eta}(s) - K_g(s)x_{in_c}(s)). \quad (18)$$

其中: $\hat{\eta}(s) \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为如下信号的拉普拉斯变换:

$$\hat{\eta}(t) \triangleq \hat{\omega}(t)u_{in_{L_1}}(t) + \hat{\lambda}(t)\|x_{in}(t)\|_{\infty} + \hat{\sigma}(t); \quad (19)$$

$K_g(s) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为前馈滤波器,用于消除输出响应的零稳态误差, $K_g(s)$ 可以应用多变量控制理论中的方法进行设计,以达到期望的解耦特性^[19],本文选取 $K_g(s)$ 为如下常值矩阵:

$$K_g = -(A^{-1}B)^{-1}; \quad (20)$$

$K_d \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为自适应反馈增益矩阵,一般选取为元素大于零的对角矩阵; $D(s) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为严格正则转换矩阵,并且能够保证以下传递函数严格正则稳定:

$$C(s) \triangleq K_d D(s)(I_3 + K_d D(s))^{-1}, \quad (21)$$

并且有 $C(0) = I_3, I_3$ 为 3×3 阶单位矩阵.

为了保证自适应控制的稳定,在选择 K_d 和 $D(s)$ 时,必须满足一个 L_1 范数条件. 在给出这个条件之前,先给出如下定义:

$$H(s) \triangleq (sI_3 - A)^{-1}B, \quad (22)$$

$$G(s) \triangleq H(s)(1 - C(s)). \quad (23)$$

令 $x_m(t)$ 为 $x_m(s) \triangleq (sI_3 - A)^{-1}x_{in}(0)$ 的拉普拉斯反变换. 存在一个正常数 ρ_0 , 满足 $\|x_{in}\|_{L_{\infty}} \leq \rho_{in}$, 其中 $\rho_{in} \triangleq \|s(sI_3 - A)^{-1}\|_{L_1} \rho_0$. 更进一步,对于所有 $\delta > 0$, 令

$$L_{\delta} \triangleq \frac{\bar{\delta}(\delta)}{\delta} d_{\varpi x}(\bar{\delta}(\delta)), \quad \bar{\delta}(\delta) \triangleq \delta + \bar{\gamma}_1. \quad (24)$$

其中: $d_{\varpi x}(\cdot)$ 的定义见假设2, $\bar{\gamma}_1$ 为一任意小的正实数.

自适应控制器的 L_1 范数条件为: 给定 ρ_0 , 存在 $\rho_r > \rho_{in}$ 满足如下不等式:

$$\frac{\|G(s)\|_{L_1} \rho_r - \|H(s)C(s)K_g(s)\|_{L_1} \|x_{in_c}\|_{L_{\infty}} - \rho_{in}}{L_{\rho_r} \rho_r + \Lambda} < 0. \quad (25)$$

满足式(25)的 L_1 范数条件,由式(16) ~ (18)便构成了内回路的 L_1 自适应扩展控制器 $u_{in_{L_1}}$, 其控制结构如图3所示.

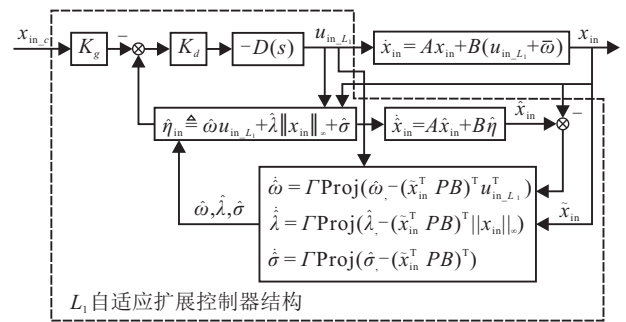


图3 L_1 自适应扩展控制器结构

3 仿真分析

为了对提出的扩展 L_1 自适应控制器的控制性能进行验证,本文以某战斗机为被控对象,分别在标称情况和加入参数摄动情况下进行仿真验证与对比.

该战斗机的初始状态为: $\alpha_0 = 10^\circ, \beta_0 = 0, \dot{\mu}_0 = 0, v_0 = 50 \text{ m/s}, h_0 = 2000 \text{ m}$; 外回路参考模型的参数选取为: $\omega_{\alpha} = \omega_{\beta} = 4, \xi_{\alpha} = \xi_{\beta} = 0.8, \omega_{\mu} = 4$; 动态逆基本控制器参数选取为: $K_{out} = \text{diag}([3, 3, 3]), K_{in} = \text{diag}([12, 12, 12])$; L_1 自适应扩展控制器参

数选取为: $K_d = \text{diag}([4, 4, 4]), D(s) = \text{diag}\left(\left[\frac{1}{s}, \frac{1}{s}, \frac{1}{s}\right]\right), Q = \text{diag}([1, 1, 1]), \hat{x}_{in}(0) = \text{diag}([0, 0, 0]), \Gamma = 5 \times 10^5$, 其中 $\text{diag}([\cdot])$ 表示对角元素为 $[\cdot]$ 的对角矩阵; 舵机带宽为45 rad/s, 速率限制为 $[-200, 200]\text{deg/s}$; 该战斗机实际控制变量包括升降舵、方向舵、副翼、鸭翼以及推力矢量, 各舵面偏角的范围限制如表1所示; 控制分配采用联动分配方法^[20]. 标称情况下的仿真曲线如图4所示. 其中: 虚线为参考输入, 点线为仅采用动态逆控制器的响应曲线, 实线为加入 L_1 自适应扩展控制器的响应曲线.

表1 舵面偏角范围

舵面	偏角范围
副翼	$[-10^\circ, 10^\circ]$
升降舵	$[-25^\circ, 25^\circ]$
方向舵	$\alpha \geq 45^\circ, 0^\circ; \alpha < 30^\circ, [-15^\circ, 15^\circ];$ $30^\circ \leq \alpha < 45^\circ, [-(45^\circ - \alpha), 45^\circ - \alpha]$ $\alpha < 20^\circ, [-35^\circ, 15^\circ]; \alpha \geq 68^\circ, 0^\circ;$
鸭翼	$20^\circ \leq \alpha < 27^\circ, [-35^\circ, 15^\circ - 5(\alpha - 20^\circ)];$ $27^\circ \leq \alpha < 68^\circ, [-35^\circ, -20^\circ]$
y 和 z 方向 推力矢量	$[-15^\circ, 15^\circ]$

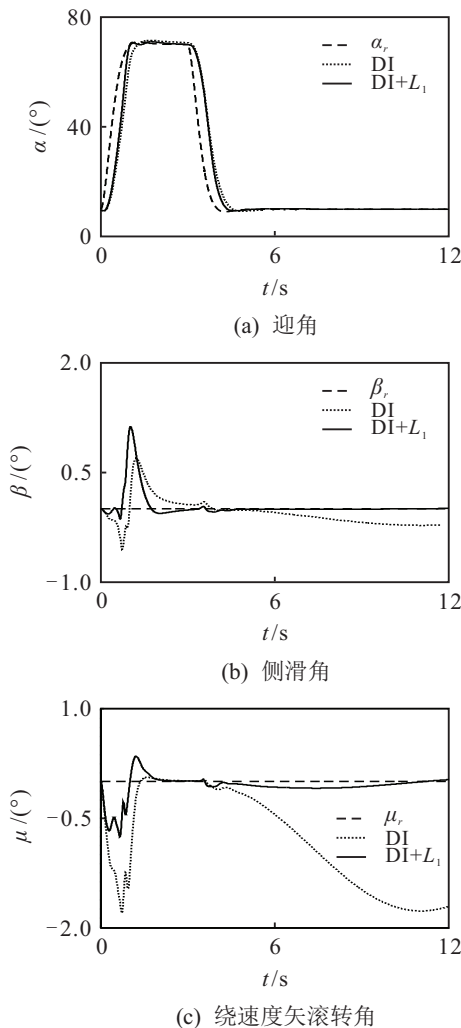


图4 标称情况下的角度响应曲线

从图4可以看出, 在动态逆控制的基础上, 加入 L_1 自适应扩展控制器, 能够有效减小侧滑角和绕速度矢滚转角的跟踪误差.

为了验证本文所提出的控制算法的鲁棒性和控制效果, 在仿真中进一步考虑如下所示的力和力矩系数摄动^[20]:

$$C'_i = \left(0.8 - 0.5 \frac{\pi}{180} \alpha\right) C_i, \quad i = L, l, m, n;$$

$$C'_i = \left(1.2 + 0.5 \frac{\pi}{180} \alpha\right) C_i, \quad i = D, Y.$$

其中: C'_i 为摄动量, C_i 为额定值; $C_D, C_Y, C_L, C_l, C_m, C_n$ 分别为阻力、侧力、升力、滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩系数. 仿真曲线如图5所示.

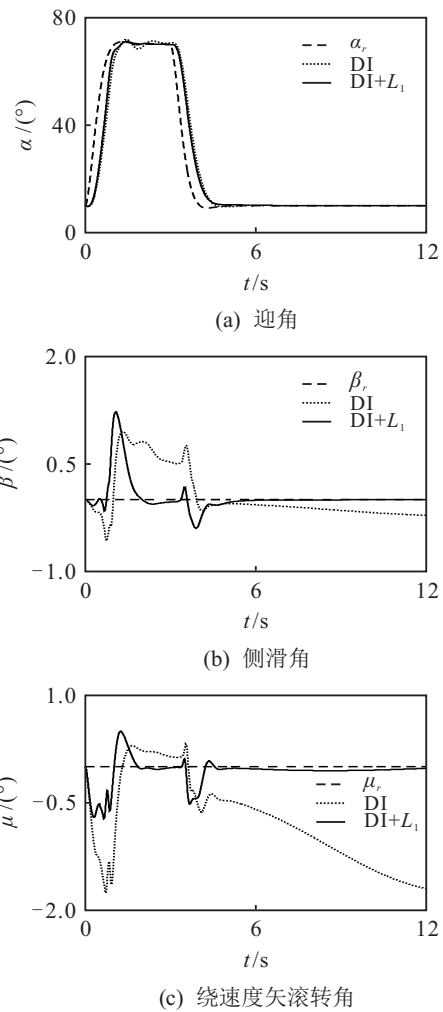


图5 参数摄动情况下的角度响应曲线

从图5可以看出, 在加入力和力矩系数摄动后, 动态逆控制律下的迎角响应曲线出现了小幅波动, 而加入 L_1 自适应扩展控制器的迎角响应曲线变化不大. 侧滑角和绕速度矢滚转角响应曲线的超调均有所增加, 但采用 L_1 自适应扩展控制器的曲线的增长幅度较小, 并且有效控制了系统的跟踪误差. 这说明 L_1 自适应扩展控制器能够有效抵消系统中的不确定性, 提高系统的响应速度和控制性能.

4 结 论

本文提出了一种扩展 L_1 自适应方法,用于战斗机大迎角非线性控制.该方法在常规动态逆的基础上,在内回路中加入了 L_1 自适应控制,用于抵消系统中的不确定性,在保证系统实时性的同时,提高了控制效果.下一步将对该控制结构进行改进,推广应用到其他被控对象.

参考文献(References)

- [1] Snell S A, Enns D F, Garrard W L. Nonlinear inversion flight control for a supermaneuverable aircraft[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(4): 976-984.
- [2] Cao C, Hovakimyan N. Design and analysis of a novel L_1 adaptive controller, Part I: Control signal and asymptotic stability[C]. Proc of the 2006 American Control Conf. Piscataway: IEEE, 2006: 3397-3402.
- [3] Cao C, Hovakimyan N. Design and analysis of a novel L_1 adaptive controller, Part II: Guaranteed transient performance[C]. Proc of the 2006 American Control Conf. Piscataway: IEEE, 2006: 3403-3408.
- [4] Leman T, Xargay E, Dullerud G, et al. L_1 adaptive controller for X-48B aircraft[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. Chicago: AIAA, 2009: 5619-5632.
- [5] Kutluay K T, Yavrucuk I. Dynamic inversion based control of a missile with L_1 adaptive control augmentation[C]. 2010 IEEE Int Symposium on Intelligent Control Part of 2010 IEEE Multi-Conf on Systems and Control. Yokohama: IEEE, 2010: 2374-2379.
- [6] Campbell S F, Kaneshige J T. A nonlinear dynamic inversion L_1 adaptive controller for a generic transport model[C]. Proc of the 2010 American Control Conf. Baltimore: AACC, 2010: 862-867.
- [7] Geiser M, Xargay E, Hovakimyan N, et al. L_1 adaptive augmented dynamic inversion controller for a high agility UAV[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. Portland: AIAA, 2011: 6457-6474.
- [8] Jung Y, Shim D H. Development and application of controller for transition flight of Tail-sitter UAV[J]. J of Int & Robotic Systems, 2012, 65(1): 137-152.
- [9] Wang J, Song B F, Wang L G, et al. L_1 adaptive dynamic inversion controller for an X-wing tail-sitter MAV in hover flight[C]. 2014 Asia-Pacific Int Symposium on Aerospace Technology. Shanghai: Elsevier, 2014: 969-974.
- [10] Yuan S Z, Zhen Z Y, Jiang J. Guidance and control for UAV aerial refueling docking based on dynamic inversion with L_1 adaptive augmentation[J]. Trans of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 32(1): 35-41.
- [11] Reiner J, Balas G J, Garrard W L. Flight control design using robust dynamic inversion and time-scale separation[J]. Automatica, 1996, 32(11): 1493-1504.
- [12] Schumacher C, Khargonekar P P. Stability analysis of a missile control system with a dynamic inversion controller[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(3): 508-515.
- [13] 陈永亮. 飞机大迎角非线性动力学特性分析与控制[D]. 南京: 南京航空航天大学能源与动力学院, 2007.
(Chen Y L. Nonlinear dynamic characteristics analysis and control of aircraft at high-angle-of-attack[D]. Nanjing: College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.)
- [14] Yu X, Jiang J. Hybrid fault-tolerant flight control system design against partial actuator failures [J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2012, 20(3): 871-886.
- [15] Yu X, Zhang Y M, Liu Z X. Fault-tolerant flight control design with explicit consideration of reconfiguration transients[J]. AIAA J of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(3): 556-563.
- [16] Hovakimyan N, Cao C. L_1 adaptive control theory: Guaranteed robustness with fast adaptation[M]. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics, 2010.
- [17] Cao C, Hovakimyan N. L_1 adaptive controller for a class of systems with unknown nonlinearities: Part I[C]. Proc of the 2008 American Control Conf. Seattle: AACC, 2008: 4093-4098.
- [18] Pomet J B, Laurent P. Adaptive nonlinear regulation: estimation from the Lyapunov equation[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 1992, 37(3): 729-740.
- [19] Gasparyan O N. Linear and nonlinear multivariable feedback control: A classical approach[M]. New York: JohnWiley & Sons, 2008.
- [20] 郭锁凤, 申功璋, 吴成富, 等. 先进飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
(Guo S F, Shen G Z, Wu C F, et al. Advanced flight control system[M]. Beijing: National Industry Press, 2003.)

(责任编辑: 齐 霁)