

自抗扰控制在推力矢量飞机大迎角机动中的应用

刘俊杰^{1,2)}, 陈增强^{1,2)}✉, 孙明玮¹⁾, 孙青林¹⁾

1) 南开大学人工智能学院, 天津 300350 2) 天津市智能机器人重点实验室, 天津 300350
✉通信作者, E-mail: chenzzq@nankai. edu. cn

摘 要 为实现推力矢量飞机的大迎角机动控制,提出一种基于自抗扰控制的三通道解耦控制策略. 以第三代战机 F16 公开数据为基础,添加推力矢量模型,利用双发推力矢量喷管组合偏转产生大迎角机动的期望三轴力矩. 在纵向、横向和航向通道分别独立设计自抗扰控制器,将系统中未建模动态、不确定性以及通道间的强耦合视作总扰动进行估计并补偿,并在纵向和航向通道引入角速度阻尼反馈项,使原始飞行器开环动力学闭环近似为一个广义对象,降低了自抗扰控制器的设计阶次. 选取眼镜蛇机动和赫伯斯特机动两种典型的过失速机动动作进行控制策略验证,数值仿真结果表明,所设计的三通道独立自抗扰控制器能够消除通道间的强耦合,完成推力矢量飞机的大迎角机动控制. 蒙特卡罗仿真测试表明,所提控制策略具有较强的鲁棒性.

关键词 推力矢量飞机; 大迎角; 过失速机动; 自抗扰控制; 解耦控制
分类号 TP273

Application of active disturbance rejection control in high-angle-of-attack maneuver for aircraft with thrust vector

LIU Jun-jie^{1,2)}, CHEN Zeng-qiang^{1,2)}✉, SUN Ming-wei¹⁾, SUN Qing-lin¹⁾

1) College of Artificial Intelligence, Nankai University, Tianjin 300350, China
2) Key Lab of Intelligent Robotics of Tianjin, Tianjin 300350, China
✉Corresponding author, E-mail: chenzzq@nankai. edu. cn

ABSTRACT The super maneuverability of aircraft is a key factor determining its success or defeat in air combat. The analysis and control of aircraft post stall maneuvering at a high angle of attack can greatly improve the aircraft maneuverability. When the aircraft performs a high-angle-of-attack maneuver, the aircraft's attack angle far exceeds the stall angle; thus, the aerodynamic and aerodynamic moment characteristics are not only strongly nonlinear but also have delay effects and strong coupling characteristics. Moreover, the linear control method based on the linearization of small disturbance hardly satisfies the control requirement because there is no typical leveling state. Traditional nonlinear control methods include nonlinear dynamic inverse, sliding mode control, and robust control for high-angle-of-attack maneuvering of aircraft. However, these methods rely on the accurate model of the aircraft and are greatly affected by modeling errors. To realize the high-angle-of-attack maneuver control for an aircraft with thrust vector, a three-channel decoupling control strategy based on active disturbance rejection control was proposed herein. Based on the public data of the third-generation fighter F16, a thrust vector model was developed. The desired triaxial moments were generated by the thrust vector nozzle combination. Active disturbance rejection controllers were independently designed in longitudinal, lateral, and heading channels. The unmodeled dynamics, uncertainty, and strong coupling between the channels were regarded as total disturbance, which was estimated and compensated online. The angular rate damping feedback term made the closed-loop dynamics of the original aircraft approximate a generalized object, which reduced the design order of the active disturbance rejection controller. As two typical post-stall maneuvers, Cobra ma-

maneuver and Herbst maneuver were selected for control strategy verification. The numerical simulation results show that the designed three-channel independent active disturbance rejection controllers can eliminate the strong coupling among channels and realize a high-angle-of attack maneuver for the aircraft with thrust vector. The Monte Carlo simulation results show that the control strategy has good robustness.

KEY WORDS aircraft with thrust vector; high angle of attack; post-stall maneuver; active disturbance rejection control; decoupling control

在未来的空战中,飞机的超机动性依然是战斗胜败的关键因素,对飞机大迎角过失速机动的分析和控制研究,可以极大提高飞机操纵的机动性能,在国防军事领域具有显著的实际意义. 飞机进行大迎角机动时,飞机迎角远远超过失速迎角,流经机体的气流经历了附着流、漩涡流直到分裂流的变化过程,使其气动力和气动力矩特性不仅表现出强烈的非线性,还会出现迟滞效应,并具有强耦合特性,而且由于没有典型的配平状态,基于小扰动线性化的线性控制方法难以满足控制要求^[1]. 此外,在大迎角状态下,飞机的气动操纵面舵效降低,而推力矢量技术的迅猛发展,通过改变喷气气流的方向来操纵飞机,可以弥补或代替气动舵面在低速高迎角段的操纵效能. 为实现飞机的大迎角机动控制,传统非线性控制方法有非线性动态逆^[2-3]、滑模控制^[4]以及鲁棒控制^[5]等. 但这些方法依赖于飞机的精确模型,受建模误差影响较大;此外,由于纵向和横航向通道间的强耦合,需要基于多变量控制思想设计专门的动态解耦控制器. 因而,对于这些传统非线性控制方法,其应用于飞机大迎角机动控制时,主要有以下两个缺陷:一是其设计及推导过程比较复杂,在实际中的应用难度较大;二是对于多变量系统的鲁棒性分析,目前还没有像单入单出系统(single-input-single-out, SISO)中那样成熟的分析工具. 基于反馈线性化原理, Han^[6]提出一种不依赖模型的新型控制方法,自抗扰控制(active disturbance rejection control, ADRC). 在此基础上, Gao^[7]将原始非线性自抗扰控制中的非线性部分线性化,将其简化为线性自抗扰控制(linear ADRC, LADRC),推动了自抗扰控制的实际应用^[8-12]. 扩张状态观测器(extended state observer, ESO)是自抗扰控制的核心部分,它能够扩展线性控制器的操作范围, LADRC 是一种线性控制方法但它的设计原理是完全不同的:它能够被应用于缺乏大量模型信息的非线性、时变以及不确定系统^[13]. 文献[14]采用了单发喷管的发动机建立推力矢量模型,考虑气动舵面的参与分配,采用角速度为被控量设计自抗扰控制器,着重研究了分配过程,仅对纵向机动进行了仿真验证.

本文针对推力矢量飞机的大迎角机动控制,基于双发喷管采用纯推力矢量控制策略,提出一种基于线性自抗扰控制的实际解耦控制策略. 在纵向和横航向三个通道中分别独立设计自抗扰控制器,能够消除通道间的强耦合作用. 将通道间的耦合作用、系统的未建模动态以及不确定性作为系统总扰动,利用扩张状态观测器进行估计并完成补偿. 分别选取纵向和横侧向两种典型的过失速机动动作进行控制律验证,利用数值仿真验证所提控制策略的有效性.

1 飞机非线性模型

飞机模型来自于经典战机 F16 的公开模型^[15],但受实际模型保密限制,其推力矢量模型并未公开,因此本文中的推力矢量模型为自行添加,美式坐标系下飞机的非线性数学模型及推力矢量模型如图 1 所示.

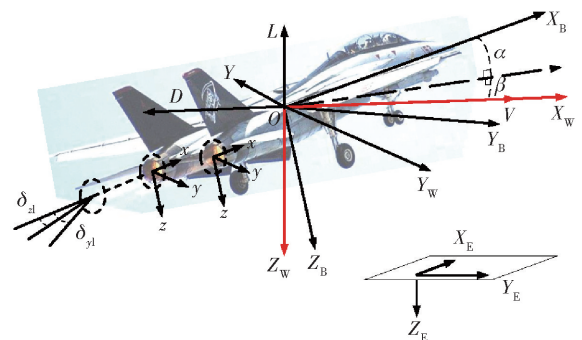


图 1 飞机模型及推力矢量示意图

Fig. 1 Schematic diagram of an aircraft model and thrust vector

1.1 飞机六自由度非线性模型

如图 1 所示,飞机机体系 $OX_B Y_B Z_B$ 与飞机固连,原点 O 位于飞机质心, OX_B 轴位于飞机对称面内并指向机头方向, OY_B 轴垂直于飞机对称面并指向机体右方, OZ_B 轴位于飞机对称面内并指向机体下方. 同理, $OX_W Y_W Z_W$ 代表气流坐标系, $OX_E Y_E Z_E$ 为地面坐标系. 飞机迎角 α , 侧滑角 β 由气流坐标系和机体坐标系间的旋转关系决定;绕速度矢滚转角大小为 μ , 航迹倾斜角 γ 和航迹方位角 χ 是由气流坐标系和地面坐标系之间的关系确定的.

可得飞机模型为:

$$\dot{V} = \frac{1}{m}(-D + Y \sin \beta - mg \sin \gamma) +$$

$$\frac{1}{m}(T_x \cos \beta \cos \alpha + T_y \sin \beta + T_z \cos \beta \sin \alpha) \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= q - \tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \\ &\frac{1}{mV \cos \beta}(-L + mg \cos \gamma \cos \mu) + \\ &\frac{1}{mV \cos \beta}(-T_x \sin \alpha + T_z \cos \alpha) \quad (2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= -r \cos \alpha + p \sin \alpha + \frac{1}{mV}(Y \cos \beta + mg \cos \gamma \sin \mu) + \\ &\frac{1}{mV}(-T_x \sin \beta \cos \alpha + T_y \cos \beta - T_z \sin \beta \sin \alpha) \quad (3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} &= \frac{1}{mV}(L \cos \mu - Y \sin \mu - mg \cos \gamma) - \\ &\frac{T_y}{mV} \sin \mu \cos \beta + \frac{T_x}{mV}(\sin \mu \sin \beta \cos \alpha + \cos \mu \sin \alpha) + \\ &\frac{T_z}{mV}(\sin \mu \sin \beta \sin \alpha - \cos \mu \cos \alpha) \quad (4) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\chi} &= \frac{1}{mV \cos \gamma}(L \sin \mu + Y \cos \mu \cos \beta) + \\ &\frac{T_y}{mV \cos \gamma} \cos \mu \cos \beta + \\ &\frac{T_x}{mV \cos \gamma}(\sin \mu \sin \alpha - \cos \mu \sin \beta \cos \alpha) - \\ &\frac{T_z}{mV \cos \gamma}(\cos \mu \sin \beta \sin \alpha + \sin \mu \cos \alpha) \quad (5) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\mu} &= \frac{1}{\cos \beta}(p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \\ &\frac{L}{mV}(\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta) + \\ &\frac{1}{mV}[(Y + T_y) \tan \gamma \cos \mu \cos \beta - mg \cos \gamma \cos \mu \tan \beta] + \\ &\frac{T_x \sin \alpha - T_z \cos \alpha}{mV}(\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta) - \\ &\frac{T_x \cos \alpha + T_z \sin \alpha}{mV} \tan \gamma \cos \mu \sin \beta \quad (6) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{I_z(l + l_T) + I_{xz}(n + n_T)}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)}{I_x I_z - I_{xz}^2} pq + \\ &\frac{I_z(I_y - I_z) - I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2} qr \quad (7) \end{aligned}$$

$$\dot{q} = \frac{(m_a + m_T) + (I_z - I_x)pr + I_{xz}(r^2 - p^2)}{I_y} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \dot{r} &= \frac{I_{xz}(l + l_T) + I_x(n + n_T)}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2} pq - \\ &\frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)}{I_x I_z - I_{xz}^2} qr \quad (9) \end{aligned}$$

$$\dot{x}_E = V \cos \gamma \cos \chi \quad (10)$$

$$\dot{y}_E = V \cos \gamma \sin \chi \quad (11)$$

$$\dot{z}_E = -V \sin \gamma \quad (12)$$

式中, T_x, T_y, T_z 分别表示推力沿三轴的分量, D, Y, L 分别表示气动阻力, 侧力和升力, p, q, r 分别表示飞机滚转、俯仰与偏航角速度, l_T, m_T, n_T 分别表示由推力矢量产生的飞机沿机体的三轴力矩, l, m_a, n 分别表示三轴气动力矩, m 表示飞机质量, I_x, I_y, I_z 分别表示飞机机体 x, y, z 上的惯性矩, I_{xz} 为 x, z 轴间的惯性积, x_E, y_E, z_E 分别表示飞机位置坐标。

1.2 推力矢量模型

假设飞机尾部装有两台发动机, 且对称安装, 无安装误差, 每台发动机的尾喷管可以进行上下、左右偏转。双发喷管同时上下偏转可以产生机体轴系中 z 方向的力和俯仰力矩, 同时左右偏转可产生机体轴系中 y 方向的力和偏航力矩, 双发喷管上下反对称偏转并产生偏转角度差时, 可以产生滚转力矩。对矢量喷管偏角定义如下: 矢量喷管轴线在飞机对称面内的投影与机体纵轴的夹角定义为俯仰推力矢量偏角, 用 δ_{zi} 和 δ_{zi} 表示 (i, r 分别表示左右矢量喷管), 定义矢量轴线向下偏转为正, 总的俯仰推力矢量偏角 $\delta_z = (\delta_{zi} + \delta_{zi})/2$; 矢量喷管轴线与飞机对称面的夹角定义为偏航推力矢量偏角, 用 δ_{yi} 表示, 从飞机尾部看, 矢量喷管轴线左偏时为正, 总的偏航推力矢量偏角为 $\delta_y = (\delta_{yi} + \delta_{yi})/2$; 左右喷管俯仰推力矢量偏角差值的一半定义为滚转推力矢量偏角, 即 $\delta_x = (-\delta_{zi} + \delta_{zi})/2$, 使飞机产生左滚转的力矩时为正。根据以上对推力矢量偏角的定义, 任一发动机推力在机体坐标系中三个轴向的分量可以表示为:

$$\begin{bmatrix} T_{xi} \\ T_{yi} \\ T_{zi} \end{bmatrix} = \zeta_{fgr} T_i \begin{bmatrix} \cos \delta_{yi} \cos \delta_{zi} \\ \sin \delta_{yi} \\ -\cos \delta_{yi} \sin \delta_{zi} \end{bmatrix} \quad (13)$$

则总的推力矢量在机体轴上可表示为:

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{xr} \\ T_{yr} \\ T_{zr} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_{xl} \\ T_{yl} \\ T_{zl} \end{bmatrix} = \zeta_{fgr} T_r \begin{bmatrix} \cos \delta_{yr} \cos \delta_{zr} \\ \sin \delta_{yr} \\ -\cos \delta_{yr} \sin \delta_{zr} \end{bmatrix} + \zeta_{fgr} T_l \begin{bmatrix} \cos \delta_{yl} \cos \delta_{zl} \\ \sin \delta_{yl} \\ -\cos \delta_{yl} \sin \delta_{zl} \end{bmatrix} \quad (14)$$

若假设左右发动机的推力、推力系数和偏航矢量偏角相等, 即 $T_r = T_l = 0.5T$, $\zeta_{fgr} = \zeta_{fgr} = \zeta_f$, $\delta_{yr} = \delta_{yl} = \delta_y$, 当矢量喷管偏角在小于 20° 的情况下, 总推力在机体坐标系中三个方向的分量可以表示为:

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \zeta_f T \begin{bmatrix} \cos \delta_x \cos \delta_y \cos \delta_z \\ \sin \delta_y \\ -\cos \delta_x \cos \delta_y \sin \delta_z \end{bmatrix} = \zeta_f T \begin{bmatrix} 1 \\ \delta_y \\ -\delta_z \end{bmatrix} \quad (15)$$

令 x_T, y_T, z_T 表示推力在机体坐标系中的作用点位置,则力矩、力臂与力之间的关系,可得相应的力矩表达为

$$\begin{bmatrix} l_T \\ m_T \\ n_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{bmatrix} \otimes \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \zeta_f T \begin{bmatrix} 0 & -\delta_x & \delta_y \\ \delta_z & 0 & 1 \\ \delta_y & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{bmatrix} \quad (16)$$

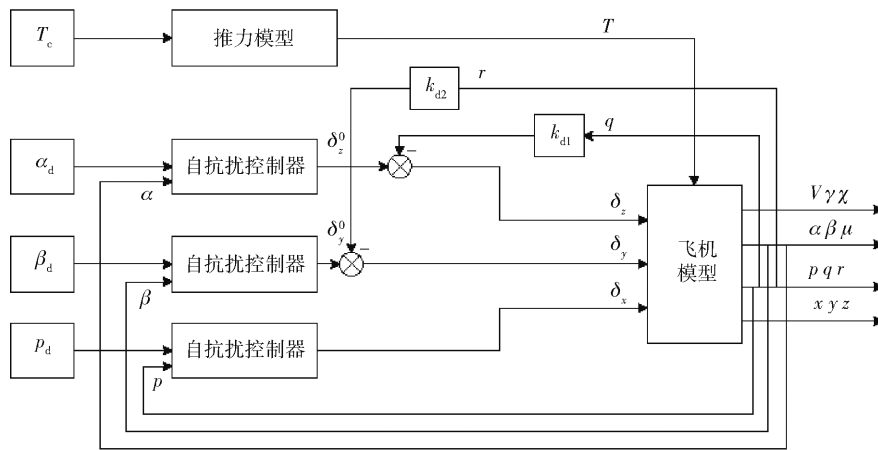


图2 大迎角机动三通道自抗扰控制器设计结构

Fig. 2 Three-channel ADRC controller design for high-angle-of-attack maneuver

$$\dot{\alpha} = q + f_\alpha \quad (17)$$

$$\begin{aligned} f_\alpha = & -\tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \\ & \frac{1}{mV \cos \beta} (-L + mg \cos \gamma \cos \mu) + \\ & \frac{1}{mV \cos \beta} (-T_x \sin \alpha + T_z \cos \alpha) \end{aligned} \quad (18)$$

对式(17)进行一次微分,可得

$$\ddot{\alpha} = \dot{q} + \dot{f}_\alpha \quad (19)$$

将式(8)和式(16)代入式(19)中,定义 $b_{0\alpha}$ 为俯仰舵增益,则整理可得

$$\begin{aligned} \ddot{\alpha} = & \dot{f}_\alpha + \frac{m_a + (I_z - I_x)pr + I_{xz}(r^2 - p^2)}{I_y} + \frac{T}{I_y} z_T + \\ & \left(\frac{T}{I_y} x_T - b_{0\alpha} \right) \delta_z + b_{0\alpha} \delta_z = F_\alpha + b_{0\alpha} \delta_z \end{aligned} \quad (20)$$

俯仰推力矢量偏角对迎角的变化具有绝对的控制力度,且由式(20)可知,迎角是关于偏角 δ_z 的二阶微分。

从实际应用角度出发,对于迎角通道的控制器的设计,可引入一个角速度反馈阻尼项 $k_{d1} \cdot q$,与原始飞行器开环动力学闭环形成一个广义对象,如图

2 自抗扰控制器设计

由于所有的飞行控制都需要采用角速率反馈,所以选取角变量 α, β 和角速率变量 p, q, r 作为被控变量,对迎角、侧滑角和滚转角速度通道分别进行控制器设计。整体控制结构如图2所示, α_d, β_d, p_d 分别表示设定值, T_c 表示推力指令, k_{d1}, k_{d2} 为角速度反馈参数, δ_y^0, δ_z^0 为控制器设计过程中的虚拟控制量,在大迎角机动过程中,油门为满状态,控制器具体设计过程描述如下。

2.1 迎角通道控制器设计

式(2)中的迎角动态可以重新表达为

3中Pg所示,由于阻尼反馈的作用是抑制原开环对象的振荡等不稳定因素,因此可以认为Pg近似呈现出一阶惯性特性,即

$$\frac{\alpha}{\delta_z^0} \approx \frac{b}{s + r} \quad (21)$$

其中选取虚拟控制量为 $\delta_z^0 = \delta_z + k_{d1} \cdot q$ 。

针对一阶广义对象式(21),可设计如下二阶LADRC控制律:

$$\delta_z^0 = \frac{k_1(\alpha_d - \alpha) - z_2}{b_{0\alpha}} \quad (22)$$

式中, k_1 为比例系数, z_2 是扩张状态的观测量,可由式(23)的迎角扩张状态观测器得到:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 + b_{0\alpha} \delta_z^0 + 2\omega_o(\alpha - z_1) \\ \dot{z}_2 = \omega_o^2(\alpha - z_1) \end{cases} \quad (23)$$

式中, ω_o 为观测器可调参数。

则可得迎角通道最终控制律为

$$\delta_z = \frac{k_1(\alpha_d - \alpha) - z_2}{b_{0\alpha}} - k_{d1} \cdot q \quad (24)$$

2.2 侧滑角通道控制器设计

对于侧滑角通道,式(3)所示的动态表达可以

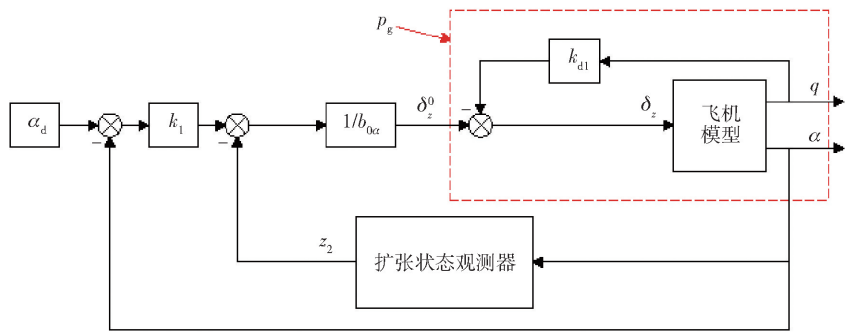


图3 迎角通道自抗扰控制器设计示意图

Fig.3 ADRC controller design for angle of attack

表示为

$$\dot{\beta} = -r \cos \alpha + f_{\beta} \tag{25}$$

$$f_{\beta} = p \sin \alpha + \frac{1}{mV} (Y \cos \beta + mg \cos \gamma \sin \mu) + \frac{1}{mV} (-T_x \sin \beta \cos \alpha + T_y \cos \beta - T_z \sin \beta \sin \alpha) \tag{26}$$

对式(25)进行一次微分,可得

$$\ddot{\beta} = -\dot{r} \cos \alpha + r \sin \alpha + \dot{f}_{\beta} \tag{27}$$

由于偏航推力矢量偏角对侧滑角的变化具有绝对的控制力度,侧滑角是关于偏角 δ_y 的二阶微分表达. 考虑迎角和侧滑角的对称性,侧滑角通道的自抗扰控制律形式可以直接给出,如下所示:

$$\delta_y = \frac{-k_2 \beta - z_{2\beta}}{b_{0\beta}} - k_{d2} \cdot r \tag{28}$$

$$\begin{cases} \dot{z}_{1\beta} = z_{2\beta} + b_{0\beta} \delta_y + 2\omega_o (\beta - z_{1\beta}) \\ \dot{z}_{2\beta} = \omega_o^2 (\beta - z_{1\beta}) \end{cases} \tag{29}$$

其中, k_2 、 ω_o 、 $b_{0\beta}$ 均为可调参数.

2.3 滚转角速度通道控制器设计

在实际飞行中,绕速度矢滚转角 μ 不能够直接测量. 因此,本文通过调节滚转角速率 p 使得 μ 能够按照预期值进行变化. 式(7)所示的滚转角速率动态表达可以表示为

$$\dot{p} = F_p + b_{0p} \delta_x \tag{30}$$

$$F_p = \frac{I_z l + I_{xz} n}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz} (I_x - I_y + I_z)}{I_x I_z - I_{xz}^2} p q + \frac{I_z (I_y - I_x) - I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2} q r + \left(-\frac{I_z T_{\zeta}^T y_T}{I_x I_z - I_{xz}^2} - b_{0p} \right) \delta_x \tag{31}$$

推力矢量喷管滚转偏角对滚转角速度具有绝对的控制力度, b_{0p} 为滚转推力矢量喷管的增益估计,为可调参数,将 F_p 视作系统总扰动,令 $y = x_1 = p$, $x_2 = F_p$, 则滚转角速度通道的状态空间表达为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + b_{0p} \delta_x \\ \dot{x}_2 = H_p \\ y = x_1 = p \end{cases} \tag{32}$$

式中, $H_p = \dot{F}_p$, 如式(32)所示,原系统被扩张为一个新的系统,针对其设计相应的扩张状态观测器.

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_{1p} \\ \dot{z}_{2p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_{1p} \\ z_{2p} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{0p} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_x + \begin{bmatrix} 2\omega_o \\ \omega_o^2 \end{bmatrix} (y - \hat{y}) \tag{33}$$

式中, k_3 为比例控制参数,选取合适的观测器增益 ω_o 后,则可得相应的控制律为

$$\delta_x = \frac{k_3 (p_d - p) - z_{2p}}{b_{0p}} \tag{34}$$

3 仿真结果

选取眼镜蛇机动和赫伯斯特机动进行控制律验证,仿真过程中考虑矢量喷管的偏转角度约束. 设定飞机的初始飞行迎角为 10° , 飞行高度为 1200 m, 初始飞行速度为 $90 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, 在大迎角机动过程中采用最大推力为 89 kN. 三通道独立自抗扰控制器参数选取为 $\omega_o = 10$, $k_1 = 50$, $k_{d1} = 1.8$, $k_2 = 10$, $k_{d2} = 1$, $k_3 = 20$, $b_{0\alpha} = 4.7$, $b_{0\beta} = -1.3$, $b_{0p} = -4$.

3.1 眼镜蛇机动

眼镜蛇机动是典型的过失速机动,其动作简单,是验证飞机大迎角飞行控制律的基本动作之一. 如图4(a)所示,在给定迎角指令下,飞机迎角能够较好地跟踪设定值,飞机开始时以 10° 迎角进行平飞,在 $t = 1 \text{ s}$ 时开始增大,在 2 s 内迅速达到 70° ,之后迎角迅速下降,恢复到初始迎角水平,机动结束. 如图4(b)所示,在整个机动过程中,飞机的侧滑角最大值不超过 0.5° .

3.2 类赫伯斯特机动

赫伯斯特机动是指飞机从常规飞行状态进入大迎角状态,在速度非常小的状态下迅速改变飞机速度矢量和机头指向的一种机动方式,对于飞机的近距离格斗具有重要意义. 本文基于赫伯斯特机动的独特优势,考虑一种类赫伯斯特机动进行仿真. 图5为类赫伯斯特机动的仿真结果. 如

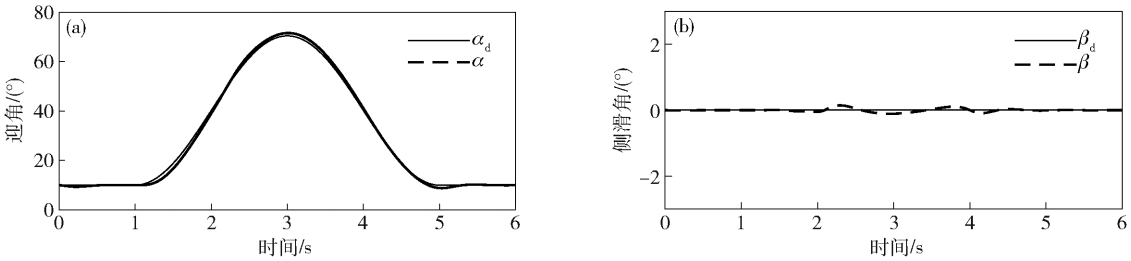


图 4 眼镜蛇机动. (a) 迎角; (b) 侧滑角
Fig. 4 Cobra maneuver: (a) angle of attack; (b) sideslip angle

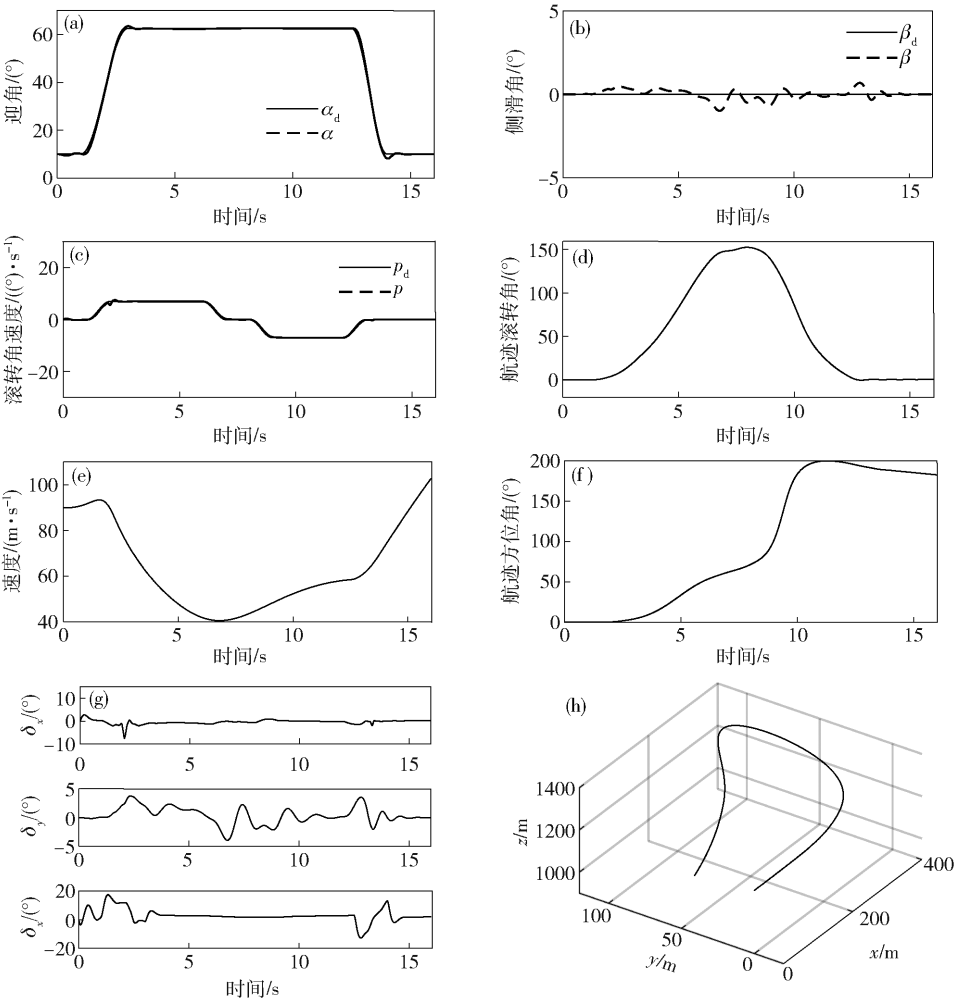


图 5 类赫伯斯特机动. (a) 迎角; (b) 侧滑角; (c) 滚转角速度; (d) 绕速度矢滚转角; (e) 速度; (f) 航迹方位角; (g) 喷管偏转情况; (h) 机动三维轨迹

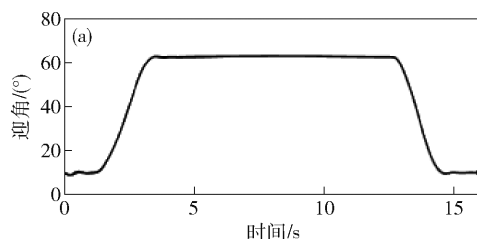
Fig. 5 Herbst-type maneuver: (a) angle of attack; (b) sideslip angle; (c) roll angular rate; (d) roll angle around the velocity vector; (e) flight speed; (f) velocity heading angle; (g) vector nozzle deflections; (h) trajectory curve

图 5(a) ~ (c) 所示, 飞机的迎角和滚转角速度均能很好地跟踪设定值, 侧滑角在整个机动过程中一直控 0, 实际最大侧滑角不超过 1°. 图 5(a) 中, 迎角在 $t = 1.5\text{ s}$ 开始增大, 2 s 后达到 62.5° 并保持一定时间, 与此同时按照图 5(c) 所示调节飞机角速度变化值使得飞机按照期望的航迹滚转角滚转, 其变化曲线如图 5(d) 所示. 滚转完成时, 飞机

俯冲一段时间后, 机动结束. 飞机飞行速度变化曲线如图 5(e) 所示. 图 5(f) 表明机动完成时, 飞机速度方向基本完成 180° 改变. 图 5(g) 给出推力矢量喷管沿滚转、偏航和俯仰三轴的偏转程度, 其偏转角均在控制约束范围内. 飞机完成类赫伯斯特机动的三维轨迹如图 5(h) 所示, 最大转弯半径约为 100 m.

3.3 鲁棒性测试

对飞机的 43 个气动参数进行 $\pm 30\%$ 随机拉偏,



迎角和侧滑角 200 次蒙特卡罗仿真测试结果如图 6 所示。

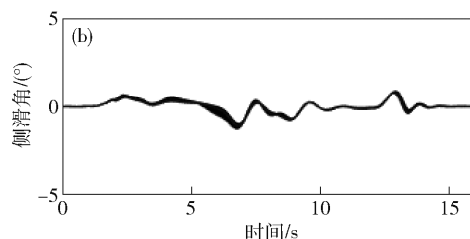


图 6 类赫伯斯特机动蒙特卡罗测试。(a) 迎角;(b) 侧滑角

Fig. 6 Herbst-type maneuver Monte Carlo test: (a) angle of attack; (b) sideslip angle

4 结论

(1) 针对推力矢量飞机的大迎角机动控制,基于自抗扰控制提出一种实际解耦控制策略。系统中通道间的强耦合、未建模动态以及不确定性视作系统总扰动,设计相应的扩张状态观测器进行实时估计和补偿。

(2) 在纵向和航向通道采用角速度阻尼反馈,将原始飞行器开环动力学闭环视作一个广义对象,降低了自抗扰控制器的阶次。

(3) 考虑两种典型大迎角机动动作进行控制律验证,仿真结果验证了所提三通道控制策略的有效性。

参 考 文 献

- [1] Zhou C J, Zhu J H, Lei H M, et al. Robust decoupling inner-loop control for a post-stall maneuverable fighter. *J Tsinghua Univ Sci Technol*, 2015, 55(11): 1197
(周池军, 朱纪洪, 雷虎民, 等. 过失速机动飞机内回路鲁棒解耦控制. 清华大学学报(自然科学版), 2015, 55(11): 1197)
- [2] Snell S A, Nns D F, Arrard W L. Nonlinear inversion flight control for a supermaneuverable aircraft. *J Guid Control Dyn*, 1992, 15(4): 976
- [3] Adams R J, Buffington J M, Banda S S. Design of nonlinear control laws for high-angle-of-attack flight. *J Guid Control Dyn*, 1994, 17(4): 737
- [4] Seshagiri S, Promtun E. Sliding mode control of F-16 longitudinal dynamics // *Proceedings of 2008 American Control Conference*. Seattle, 2008: 1770
- [5] Chiang R Y, Safonov M G, Haiges K, et al. A fixed H_∞ controller for a supermaneuverable fighter performing the herbst maneuver.

ver. *Automatica*, 1993, 29(1): 111

- [6] Han J Q. From PID to active disturbance rejection control. *IEEE Trans Ind Electron*, 2009, 56(3): 900
- [7] Gao Z Q. On the centrality of disturbance rejection in automatic control. *ISA Trans*, 2014, 53(4): 850
- [8] Liu H X, Li S H. Speed control for PMSM servo system using predictive functional control and extended state observer. *IEEE Trans Ind Electron*, 2011, 59(2): 1171
- [9] Zheng Q, Chen Z Z, Gao Z Q. A practical approach to disturbance decoupling control. *Control Eng Practice*, 2009, 17(9): 1016
- [10] Sun M W, Wang Z H, Wang Y K, et al. On low-velocity compensation of brushless DC servo in the absence of friction model. *IEEE Trans Ind Electron*, 2013, 60(9): 3897
- [11] Qiu D M, Sun M W, Wang Z H, et al. Practical wind-disturbance rejection for large deep space observatory antenna. *IEEE Trans Control Syst Technol*, 2014, 22(5): 1983
- [12] Dong J Y, Sun L, Li D H. Linear active disturbance rejection control for ball mill coal-pulverizing systems. *Chin J Eng*, 2015, 37(4): 509
(董君伊, 孙立, 李东海. 球磨机制粉系统的线性自抗扰控制. 工程科学学报, 2015, 37(4): 509)
- [13] Godbole A A, Talole S E. Extending the operating range of linear controller by means of ESO // *International Conference on Computational Intelligence and Information Technology*. Pune, 2011: 44
- [14] Chen S, Xue W C, Huang Y. Active disturbance rejection control and control allocation for thrust-vectoring aircraft. *Control Theory Appl*, 2018, 35(11): 1591
(陈森, 薛文超, 黄一. 推力矢量飞行器的自抗扰控制设计及控制分配. 控制理论与应用, 2018, 35(11): 1591)
- [15] Sonneveldt L. *Nonlinear F-16 Model Description* [Dissertation]. Netherlands: Delft University of Technology, 2006