

一种改进的微型飞行器非线性动态逆解耦控制研究

邹小志¹, 曹云峰^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016;
2. 南京航空航天大学 高新技术研究院, 南京 210016)

摘 要: 针对微型飞行器在低雷诺数条件下具有明显的非线性、非定常及强耦合的特性, 研究了一种改进的非线性动态逆与比例积分相结合的 MAV 非线性解耦控制方法。首先, 应用奇异摄动理论对 MAV 进行时标分离, 研究快、慢状态子系统的控制器设计; 其次, 将比例积分环节引入控制器中, 以消除非线性对消误差带来的影响; 最后, 对系统进行了仿真验证, 仿真结果表明非线性动态逆与比例积分结合的方法能够有效实现 MAV 的解耦控制, 具有实用价值。

关键词: 微型飞行器; 非线性动态逆; 解耦控制; 比例积分

中图分类号: V249.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1673-5048(2010)04-0016-05

Research on an Improved Nonlinear Dynamic Inversion Decoupling Control of Micro-air Vehicle

ZOU Xiao-zhi¹, CAO Yun-feng^{1,2}

(1. Automation Engineering College, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Academy of Frontier Science, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In the condition of low Reynolds number, micro-air vehicle is of nonlinear, unsteady flight dynamics and strong coupling actions. This paper discusses an improved nonlinear decoupling control method of MAV by nonlinear dynamic inversion combined with proportional and integral (PI). Firstly, it adopts singular perturbation theory to divide the dynamic system into several simple subsystems and studies controller design of slow-state subsystem, fast-state subsystem, then in order to eliminate nonlinear cancellation error, PI cancellation loop is added to the control system. Lastly, the control system is simulated. The results demonstrate that the controller proposed in this paper can accomplish the decoupling control for MAV.

Key words: micro-air vehicle; nonlinear dynamic inversion; decoupling control; PI

0 引 言

微型飞行器(Micro-air Vehicle, MAV)飞行控制是目前国内外微型飞行器研究领域的热点和难点之一^[1-5]。MAV在低雷诺数下其非线性飞行力学特性表现明显,且各通道之间存在强烈的耦合效

应^[6],采用传统的线性控制理论进行控制器设计很难达到系统设计要求。这就迫使人们以非线性模型为基础,研究 MAV 的非线性解耦控制方法。

在所有非线性控制方法中,研究较多且应用较为广泛的是动态逆控制方法^[7-10],飞机设计过程中参数的改变,甚至对完全不同的飞机参数,只需改变相应的函数关系,而无需改变控制结构及其增益,因而它是一种通用的控制方法。该控制方法主要应用在飞机大机动动作时的控制上,如著

收稿日期: 2009-11-26

作者简介: 邹小志(1985-),男,江西吉安人,硕士研究生,研究方向为飞行控制。

名的 Herbst 超机动和眼镜蛇机动^[11]。近年来,非线性动态逆控制方法被越来越多地应用到无人机控制领域^[9-10],并开始应用在 MAV 的控制设计中来。佛罗里达大学利用非线性动态逆方法设计其弹性机翼 MAV 的控制系统,仿真结果表明该控制方法能够实现 MAV 的自主控制^[12],文献[13]将非线性动态逆与神经网络相结合,结果表明所设计的控制器比 PID 更适合于微小型飞行器的姿态控制。

1 非线性动态逆方法

假设有如下多变量非线性系统:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{x} \end{cases} \quad (1)$$

其中: \mathbf{x} 为对象状态变量, $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 和 $\mathbf{g}(\mathbf{x})$ 为非线性函数矢量和矩阵, \mathbf{u} 为控制量, \mathbf{y} 为输出矢量。

令 $\mathbf{u} = \mathbf{g}^{-1}(\mathbf{x})[-\mathbf{f}(\mathbf{x}) + \dot{\mathbf{v}}]$, 若 $\mathbf{g}(\mathbf{x})$ 可逆, 则 $\dot{\mathbf{x}} = \dot{\mathbf{v}}$ 。

若 $\mathbf{v} = \boldsymbol{\omega}(\mathbf{x}_c - \mathbf{x})$, $\boldsymbol{\omega}$ 为系统的频带或增益。则此时系统成为一阶多变量线性且解耦的结构, 其结构如图 1 所示。

需要指出的是, 以上的推导必须有一个条件, 即输入变量必须与状态变量维数相同。这在实际的飞行控制系统中是不能满足的。为了避免这种不足, 须将非线性动态逆方法与奇异摄动理论相结合^[11], 将系统状态变量进行时标分离, 分解成多个子系统, 进而对各子系统进行非线性动态逆

控制器的设计。

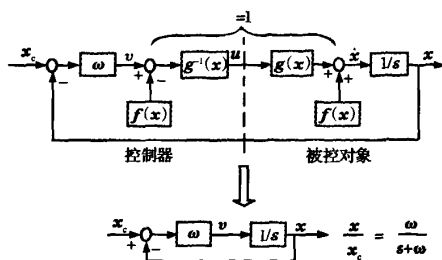


图1 非线性动态逆控制方法结构图

本文所研究的 MAV 运动方程可描述为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{u} \quad (2)$$

其具体表达式及各参数意义参见文献[9]。式中, $\mathbf{x}^T = [x, y, z, V, \chi, \gamma, \alpha, \beta, \mu, p, q, r]^T$; $\mathbf{u}^T = [\delta_c, \delta_a, \delta_r]^T$ 。其运动方程是一个典型的奇异摄动系统, 运动参数具有明显的多时标性质, 这个特点是利用动态逆理论设计飞控系统的基础。进行时标分离后, 可将 MAV 的 12 个状态量按照响应速度分为快慢不同的四组: 快状态变量(p, q, r)、慢状态变量(α, β, μ)、非常慢状态变量(V, χ, γ)和最慢状态变量(x, y, z), 这四个动态子系统构成了整个飞行控制的大系统。在设计时, 各子系统之间选择不同的带宽, 以保证各子系统运行在不同的时域内。本文重点研究位于内层的快、慢子系统的设计问题, 这是研究外层两个子系统的基础和关键。快、慢子系统控制结构如图 2 所示。

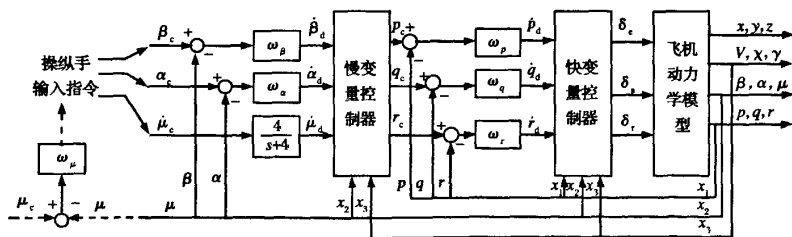


图2 动态逆飞行控制结构图

1.1 快回路控制律设计

主快回路对应的 MAV 运动方程可写为

$$\begin{bmatrix} \dot{p} & \dot{q} & \dot{r} \end{bmatrix}^T = \mathbf{f}_f(\mathbf{x}_f) + \mathbf{g}_f(\mathbf{x}_f)\mathbf{u} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{x}_f = [V, \gamma, \alpha, \beta, \mu, p, q, r]^T$, \mathbf{u} 是由 3 个舵面偏差组成的控制输入向量。

快回路运动方程是关于角速率的一组相互耦合的状态方程, 快回路设计的目标是对快状态 p, q, r 进行线性化解耦控制, 并希望构造快回路方程的逆控制律, 使闭环快动态动力学具有如下希望的形式:

$$\dot{p}_d = \omega_p(p_c - p) \quad (4)$$

$$\dot{q}_d = \omega_q(q_c - q) \quad (5)$$

$$\dot{r}_d = \omega_r(r_c - r) \quad (6)$$

式中: $\omega_p, \omega_q, \omega_r$ 为快回路带宽, 取为 10 rad/s, 这三个频带相等有利于实现协调转弯控制^[8]。 p_c, q_c, r_c 是由慢回路控制律产生的指令信号。

为了产生期望的角加速度 $\dot{p}_d, \dot{q}_d, \dot{r}_d$, 控制输入应具有如下表达式:

$$u = \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = g_f^{-1}(x_f) \left\{ \begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_p(x_f) \\ f_q(x_f) \\ f_r(x_f) \end{bmatrix} \right\} \quad (7)$$

式中: $g_f(x_f)$ 为一个 3×3 阶矩阵, 由于它的右逆 $g_f^{-1}(x_f)$ 存在, 则现在的设计目标是根据 3 个舵面偏差控制输入, 找出一个合适的组合输入, 使得快回路产生 3 个期望的角加速度 $\dot{p}_d, \dot{q}_d, \dot{r}_d$ 。

将式(7)代入式(3), 得到动态表达式:

$$u = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = f_f(x_f) + g_f(x_f) g_f^{-1}(x_f) \left\{ \begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_p(x_f) \\ f_q(x_f) \\ f_r(x_f) \end{bmatrix} \right\} = \begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_p & 0 & 0 \\ 0 & \omega_q & 0 \\ 0 & 0 & \omega_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_c - p \\ q_c - q \\ r_c - r \end{bmatrix} \quad (8)$$

可见, 快回路伪线性系统加入比例控制环节后, 闭环系统为简单的一阶惯性环节, 且每个指令信号只对应一个输出, 达到了解耦控制器设计的目标。

1.2 慢回路控制律设计

慢回路对应的 MAV 运动方程可写为:

$$[\dot{\alpha} \ \dot{\beta} \ \dot{\mu}]^T = f_s(x_{s1}) + g_{s1}(x_{s1}) x_{s2} + g_{s2}(x_{s1}) u \quad (9)$$

式中: $x_{s1} = [V, \gamma, \alpha, \beta, \mu]^T$, $x_{s2} = [p, q, r]^T$ 。在应用奇异摄动进行时标划分时, 总是认为在慢状态 α, β, μ 进行动作时, 快状态过渡过程已经完成。因此, 在求解慢回路控制律时, 将 x_{s2} 中定义的 p, q, r 用其指令值 p_c, q_c, r_c 代替, 则有 $x_{s2c} = [p_c, q_c, r_c]^T$ 。

对于慢回路, 控制舵面主要产生气动力矩, 它只产生很小的附加力, 与控制力矩对 $\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu}$ 产生的影响相比, 它对 $\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu}$ 影响可以忽略, 所以假设控制舵面不产生任何附加力^[8], 在此前提下, 方程(9)的 u 项可以忽略, 则方程(9)可简化为

$$[\dot{\alpha} \ \dot{\beta} \ \dot{\mu}]^T = f_s(x_{s1}) + g_{s1}(x_{s1}) x_{s2c} \quad (10)$$

慢回路控制律设计的目标是要实现 MAV 的输出状态能够很好地跟踪输入控制指令 α_c, β_c, μ_c 。为了达到这一目的, α_c, β_c, μ_c 的闭环动态被期望有如下形式:

$$\dot{\alpha}_d = \omega_\alpha (\alpha_c - \alpha) \quad (11)$$

$$\dot{\beta}_d = \omega_\beta (\beta_c - \beta) \quad (12)$$

$$\dot{\mu}_d = \frac{4}{s+4} \dot{\mu}_c = \frac{4}{s+4} \omega_\mu (\mu_c - \mu) \quad (13)$$

可以看出, 慢回路伪线性系统也是一简单的一阶惯性环节, 且各指令信号对应其输出也是解耦的。其中, 带宽 $\omega_\alpha, \omega_\beta, \omega_\mu$ 分别为 2 rad/s, 2 rad/s, 1.5 rad/s。通常在飞行控制系统中, 控制的是 $\dot{\mu}$ 而不是 μ , 所以在设计其控制律时, 指令信号 $\dot{\mu}_c$ 要通过一个带宽为 4 rad/s 的一阶低通滤波器, 其传递函数为 $4/(s+4)$ 。这个低通滤波器对输入信号起平滑作用, 改善动态响应品质, 限制最大滚转加速度。如果没有这个低通滤波器, MAV 将对阶跃信号非常敏感, 由此会导致副翼和方向舵进入饱和状态, 恶化 MAV 动态响应; 但如果低通滤波器的带宽低于 4 rad/s 太多, 则滚转响应又变得太迟缓。

根据式(11)~(13)求得慢回路的控制律:

$$x_{s2c} = g_{s1}^{-1}(x_{s1}) \left\{ \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_d \\ \dot{\beta}_d \\ \dot{\mu}_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_\alpha(x_{s1}) \\ f_\beta(x_{s1}) \\ f_\mu(x_{s1}) \end{bmatrix} \right\} \quad (14)$$

由上面的推导可知, 所设计的慢回路控制律是近似的动态逆控制律, 原因有两点:

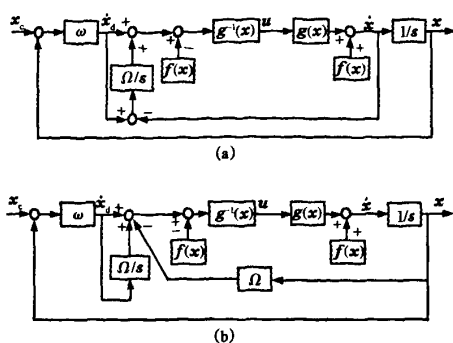
(1) 在得到状态量 x_{s2c} 时, 总是认为快状态 p, q, r 对于指令信号的响应非常快, 以至于其动态过渡过程可以忽略, 即在慢状态开始响应前, 快状态过渡过程已经结束, 并已进入稳态过程。即有 $p = p_c, q = q_c, r = r_c$ 。

(2) 控制舵面会产生小的直接附加力, 并对 $\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu}$ 产生一定的影响, 但这些附加力非常小, 在设计慢回路动态逆控制律时忽略了它们对 $\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu}$ 的直接影响。

2 比例积分的引入

为了克服非线性对消误差引起的影响, 在回路中引入误差 $(\dot{x}_d - \dot{x})$ 的积分, 如图 3 所示。

当存在对消误差时, $\dot{x}_d \neq \dot{x}$, 将误差积分反馈到回路中, 可以有效地消除影响, 见图 3(a)。由于 $\frac{\Omega}{s}(\dot{x}_d - \dot{x}) = \frac{\Omega}{s}[\omega(x_c - x) - \dot{x}] = \frac{\omega\Omega}{s}(x_c - x) - \Omega x$, \dot{x} 不便于测量, 改用 x 测量。故 $u = g^{-1}(x)[-f(x) + \omega(x_c - x) + \frac{\omega\Omega}{s}(x_c - x) - \Omega x]$, 见图 3(b)。


 图3 引入误差 $(\dot{x}_d - \dot{x})$ 的积分

当非线性对消准确, 其开环传递函数为: $G(x) = \omega \frac{s + \Omega}{s} \cdot \frac{1}{s + \Omega} = \frac{\omega}{s}$, 回路仍为一阶响应, 且能消除稳态误差。当存在对消误差时, 回路则为二阶响应, 选择合适的积分增益可使阻尼比满足要求。

引入比例积分能使非线性对消误差的影响减小, 因为在非线性对消通道中, 增加了一个附加反馈, 从而提高了对模型摄动的鲁棒性^[11]。

3 改进的 MAV 非线性动态逆解耦控制仿真与分析

仿真初始条件为: $x = y = 0$ m; $H = 100$ m; $V = 12.46$ m/s; 配平推力 $T = 0.26$ N; 配平迎角 $\alpha_0 = 0.12$ rad; 配平升降舵偏角 $\delta_e = -0.006$ rad/s; 配平副翼 $\delta_a = -0.008$ rad; 配平方向舵 $\delta_r = 0$ 。

(1) 快回路仿真: 输入指令 p, q, r 均为 1, 仿真结果如图 4 所示。

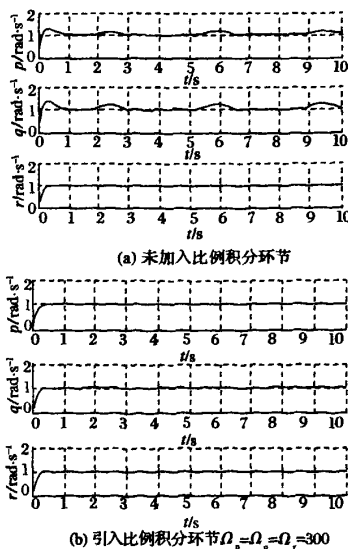


图4 快回路仿真结果

从图 4(b) 仿真结果可以看出, 加入比例积分环节后快回路 p, q, r 三个通道在 0.5 s 时即都完成指令的跟踪, 具有一致性。从加入比例积分对消环节前后的仿真结果可以看出, 该环节极大地改善了 p, q 通道的跟踪性能, 而对 r 通道跟踪性能没有影响。可以预测: 在未引入比例积分环节时, p, q 通道存在一定得非线性对消误差, 而 r 通道在进行动态逆的设计过程中不存在非线性对消误差。据此, 在设计实际的控制器时, 可以省略 r 通道的比例积分环节, 从而减轻飞控运算量。

(2) 慢回路仿真: 输入指令 $\alpha_c = 0.2; \beta_c = 0.1; \mu_c = 0.3$, 仿真结果如图 5 所示。

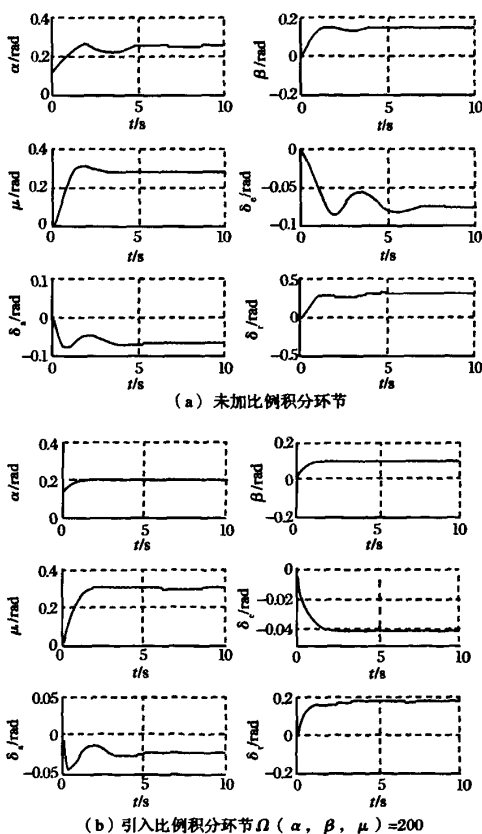


图5 慢回路仿真结果

从图 5 的仿真结果可以看出, α, β, μ 三个通道未加比例积分对消环节时其指令跟踪时间长, 且存在稳态误差。而加入比例积分环节后三个通道能很好地完成指令的跟踪, 各指令跟踪的时间分别为 2.5 s, 3 s, 2 s。可以看出, 对消环节的引入大大提高了系统的跟踪性能。

图 5(a) 中其方向舵的偏转超出舵面偏转范围 ($\pm 20^\circ$), 而图 5(b) 中三个舵面的偏转均远离其

饱和值,这对所设计的控制器最终能否工程实现具有重要的指导意义。

(3) 慢回路解耦效果检验: 分别输入指令 (a) $\alpha_c = 0.2 \text{ rad}$; $\beta_c = \mu_c = 0$; (b) $\beta = 0.1 \text{ rad}$; $\alpha = \mu = 0$; (c) $\mu = 0.3 \text{ rad}$; $\alpha = \beta = 0$, 仿真结果如图6所示。

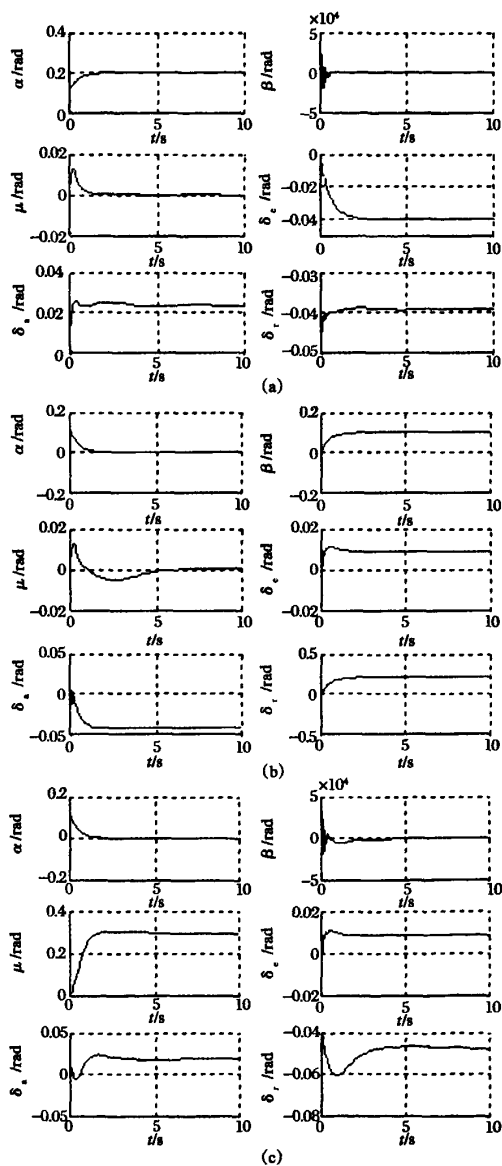


图6 解耦效果

从图6的仿真结果可以看出,本文所设计的控制器每个指令的输入只对应一个输出,指令间无影响,达到了解耦控制的目标,且各舵面的偏转均远离其饱和值。

4 结 论

本文以 MAV 为研究对象,将非线性动态逆与

比例积分对消相结合,设计了 MAV 飞控系统内的快、慢两个子回路,从仿真结果可以看出,所设计的控制器能在短时间内完成指令的跟踪,具有解耦控制功能,能够指导工程的实际应用。

MAV 由于其尺寸小等原因,容易受风干扰,本文的仿真工作是在无风的情况下进行的,下一步的研究工作中重点将风干扰的因素考虑进来。

参考文献:

- [1] Costello M. Challenges Facing Micro Air Vehicle Flight Dynamics and Controls Engineers[C]// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2008: 903-910.
- [2] Gad-el-Hak M. Micro-Air-Vehicles; Can They Be Controlled Better[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(3): 419-429.
- [3] Douglas Page. MAV Flight Control: Realities and Challenges [EB/OL]. www.hightechcareers.com.
- [4] 曹云峰,王柳文.微型飞行器控制与导航系统研究[J].航空电子技术,2002,(3):31-35.
- [5] 张为华,曾庆华.微型飞行器飞行控制问题研究进展[J].国防科技大学学报,2004,26(5):32-33.
- [6] 郑祥明,昂海松.微型飞行器自主飞行专家模糊控制技术[J].南京航空航天大学学报,2008,40(4):563-565.
- [7] Cotting M, C, Cox T H. A Generic Guidance and Control Structure for Six-Degree-of-Freedom Conceptual Aircraft Design[C]// 43th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2005: 1-17.
- [8] Snell S A, Enns D F, Garrard W L Jr. Nonlinear Inversion Flight Control for a Supermaneuverable Aircraft [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(4): 976-984.
- [9] 韩英华,范彦铭.基于非线性动态逆的无人机自动着陆控制系统[J].航空学报,2008,29(S1):66-72.
- [10] 王文娟,马洪忠,刘长林.无人机综合飞行/推力矢量控制[J].航空学报,2008,29(S1):150-156.
- [11] 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,2003:248.
- [12] Waszak M R, Davidson J B. Simulation and Flight Control of an Aeroelastic Fixed Wing Micro Aerial Vehicle [C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit-Monterey, California; 2002:1-11.
- [13] 武国辉,王正杰,范宁军,等.微小型飞行器的神经网络动态逆控制方法[J].航空学报,2008,29(S1):8-14.