

自适应滑模控制在变形翼飞行器上的应用

张传涛, 刘春生, 韩宏文
(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 针对变形翼飞行器提出了一种自适应滑模控制算法。对形变造成的模型不确定性, 采用自适应补偿算法消除其对系统稳定性的影响。将外界的扰动分解成匹配项和不匹配项, 设计积分滑模控制完全消除匹配项对系统的影响, 同时使不匹配项满足鲁棒性能指标。通过李雅普诺夫稳定性证明自适应积分滑模控制能使跟踪误差一致渐近稳定。最后, 在含有不确定项的变形翼飞行器模型上进行仿真, 验证算法的可行性和有效性。

关键词: 变形翼飞行器; 积分滑模控制; 自适应控制; 参考模型

中图分类号: V271.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)11-0031-03

A Novel Adaptive Sliding Mode Control Framework Applied to Morphing Aircraft

ZHANG Chuantao, LIU Chunsheng, HAN Hongwen
(College of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A novel adaptive integral sliding mode tracking controller is proposed for a morphing aircraft. The adaptive compensation algorithm is used to dispel the effect of parametric uncertainty on system stability. The perturbation can be projected into the matched and unmatched spaces. The additional integral term in the sliding surface reduces the steady state error and also provides one more degree of freedom, which minimizes the H-infinity norm of unmatched perturbation. It is shown that the stability of the closed-loop system can be guaranteed with the proposed adaptive sliding mode control strategy. The feasibility of designed control scheme is demonstrated by a morphing aircraft model application.

Key words: morphing aircraft; integral sliding mode control; adaptive control; model reference

0 引言

变形翼飞行器(Morphing Aircraft)是一种全新概念的多用途、非常规布局的现代飞行器,能够根据飞行环境、飞行剖面和作战任务等需要进行机翼变形,使飞行航迹、飞行高度和飞行速度等机动多变,以发挥飞行器最优的飞行性能,近年来变形翼飞行器备受国内外关注^[1-4]。变形翼飞行器可以根据飞行任务的不同,进行机翼变形以调整飞行速度与飞行姿态,从而引起模型结构和参数的变化或不确定^[5-6],导致飞行控制系统的设计更加困难。

目前,国际上有一些关于变形翼飞行器姿态控制的研究。如针对多任务微型飞行器^[7],Mujahid Abdul-

rahim等设计了鲁棒控制算法,分别在巡航、机动飞行、下冲等多种条件下进行了模型跟随的研究。Neha Gandhi等采用自适应控制律和增益调度方法实现了飞行器俯仰通道的跟踪控制^[8]。但上述研究是基于飞行器的已知模型,也没有考虑外界扰动的影响。本文针对由机翼形变而引起的模型不确定性的变形翼飞行器系统,同时考虑外界扰动,研究自适应滑模控制的方法,实现对参考模型的跟踪控制。

1 变形翼飞行器描述

机翼是产生升力和操纵力的主要部件,当前国内外对变形翼飞行器的研究方案都是基于采用机翼作为变形部件的,其中有NextGen公司提出“滑动蒙皮变形机翼”方案(图1a)^[9],Lockheed Martin公司提出“折叠机翼”研究方案(图1b)^[10]。

本文研究以轻型飞机Navion L-17^[11]作为本体的变形翼飞行器,设计自适应滑模控制器,满足飞行器在

收稿日期:2012-11-21 修回日期:2012-12-16

基金项目:国家自然科学基金(61074063)

作者简介:张传涛(1986—),男,山东临沂人,硕士生,研究方向为变形翼飞行器的鲁棒智能控制。

不同机翼变形时的飞行姿态跟踪。

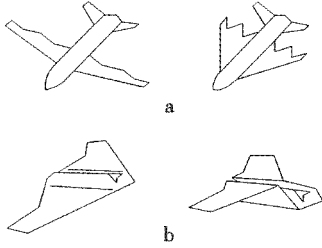


图1 变形翼飞行器结构的概念设计

Fig.1 Morphing aircraft structures conceptual designs

考虑如下具有不确定性的变形翼飞行器模型

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}(t) = (\boldsymbol{A} + \Delta\boldsymbol{A}(\xi))\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}u(t) + d(t) \\ \boldsymbol{y}(t) = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\boldsymbol{x} = [v \ \alpha \ q \ \theta]^T$, 为系统状态; v, α, q, θ 分别为横向速度、迎角、俯仰角速度与俯仰角; $u(t) \in \mathbf{R}^2$, 表示飞行器的控制输入; y 为系统输出; $\boldsymbol{A} \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 和 $\boldsymbol{B} \in \mathbf{R}^{n \times m}$, 为满足维数的已知矩阵; \boldsymbol{C} 为单位矩阵; ξ 为翼展变化量; $\Delta\boldsymbol{A}(\xi)$ 表示由于执行不同任务时机翼变形引起的模型不确定性。

本文中对变形翼飞行器模型满足下面的两个假设:

假设1 Rank $\boldsymbol{B} = m$, 即 \boldsymbol{B} 是列满秩的;

假设2 外界扰动 $d(t)$ 和系统不确定项 $\Delta\boldsymbol{A}$ 满足范数有界。

2 飞行器控制器设计

选择参考模型为

$$\dot{\boldsymbol{x}}_m = \boldsymbol{A}_m \boldsymbol{x}_m + \boldsymbol{B}_m r \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{A}_m, \boldsymbol{B}_m$ 满足合适的维数, 并且 \boldsymbol{A}_m 是 Hurwitz 矩阵; r 为参考输入。

设计控制律如下:

$$u(t) = -\boldsymbol{K}_1 \boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{K}_2 r(t) - \hat{\boldsymbol{K}}_3(t) \boldsymbol{x} + u_0 + u_1. \quad (3)$$

式中: \boldsymbol{K}_1 和 \boldsymbol{K}_2 是满足条件的常数矩阵; $\hat{\boldsymbol{K}}_3$ 是系统不确定项 $\Delta\boldsymbol{A}$ 的估计; u_0 是要设计的 H_∞ 控制; u_1 是非连续控制。

如果满足下面的条件

$$\boldsymbol{A} - \boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1 = \boldsymbol{A}_m, \quad \boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_2 = \boldsymbol{B}_m \quad (4)$$

则方程又可写为

$$\dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{A}_m \boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}_m r(t) - \Delta\hat{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{x}(t) + \Delta\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}(u_0 + u_1) + d(t) \quad (5)$$

定义跟踪误差

$$e(t) = \boldsymbol{x}(t) - \boldsymbol{x}_m(t) \quad (6)$$

则有

$$\dot{e}(t) = \boldsymbol{A}_m e(t) + \Delta\tilde{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}(u_0 + u_1) + d(t) \quad (7)$$

其中, $\Delta\tilde{\boldsymbol{A}}(t) = \Delta\boldsymbol{A} - \Delta\hat{\boldsymbol{A}}(t)$, $\Delta\hat{\boldsymbol{A}}(t) = \boldsymbol{B}\hat{\boldsymbol{K}}_3(t)$ 。对跟

踪误差, 设计积分滑模面^[12]

$$s(t) = \boldsymbol{G}e(t) - \int_0^t v(\tau) d\tau - \boldsymbol{G}e(0) \quad (8)$$

式中: $s \in \mathbf{R}^m, v \in \mathbf{R}^m, \boldsymbol{B}^+ = (\boldsymbol{B}^T \boldsymbol{B})^{-1} \boldsymbol{B}^T, \boldsymbol{G} = \boldsymbol{B}^+ - \boldsymbol{\Gamma}(\boldsymbol{I} - \boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^+), \boldsymbol{\Gamma} \in \mathbf{R}^{n \times n}$, 是任意矩阵, 可以通过设计 $\boldsymbol{\Gamma}$ 使矩阵 \boldsymbol{G} 满足要求。则有

$$\dot{s}(t) = \boldsymbol{G}[\boldsymbol{A}_m e(t) + \Delta\tilde{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}(u_0 + u_1) + d(t)] - v(t). \quad (9)$$

设计 $v(t) = \boldsymbol{G}(\boldsymbol{A}_m e(t) + \boldsymbol{B}u_0)$, 则

$$\dot{s}(t) = \boldsymbol{G}[\Delta\tilde{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}u_1 + d(t)] \quad (10)$$

通过对上式 $v(t)$ 的选择, 屏蔽了 $u_0(t)$ 对系统稳定性的影响。因此, 可以单独设计 $u_0(t)$ 使滑动模态满足一定性能指标。

非连续控制律 u_1 为

$$u_1(t) = -\rho(t) \frac{(\boldsymbol{G}\boldsymbol{B})^T s(t)}{\|(\boldsymbol{G}\boldsymbol{B})^T s(t)\|} \quad (11)$$

式中, $\rho(t)$ 是控制增益。

根据假设2, $\Delta\boldsymbol{A}$ 范数有界, 对 $\Delta\hat{\boldsymbol{A}}$ 采用下式的光滑投影算法

$$\text{proj}(\Delta\hat{\boldsymbol{A}}, \psi) =$$

$$\begin{cases} \psi - [\text{tr}(\Delta\hat{\boldsymbol{A}}^T \Delta\hat{\boldsymbol{A}}) - \delta] \text{tr}(\Delta\hat{\boldsymbol{A}}^T \psi) \Delta\hat{\boldsymbol{A}}, & \text{如果} \\ \text{tr}(\Delta\hat{\boldsymbol{A}}^T \Delta\hat{\boldsymbol{A}}) > \delta \quad \text{and} \quad \text{tr}(\Delta\hat{\boldsymbol{A}}^T \psi) > 0 \\ \psi, & \text{其他} \end{cases} \quad (12)$$

其中: $\psi = \boldsymbol{x}s^T \boldsymbol{G}\boldsymbol{M}^{-1}; \boldsymbol{M} = \boldsymbol{M}^T > 0$ 。

设计参数自适应律为

$$\dot{\Delta\hat{\boldsymbol{A}}} = \text{proj}(\Delta\hat{\boldsymbol{A}}, \psi) \quad (13)$$

使用式(12)光滑的投影算法, 可以减少非连续的自适应控制律导致的抖动问题, 有利于飞行器控制的良好性能。

定理1 假设满足式(4)匹配条件, 如果采用控制律(3)和参数自适应律(13), 那么系统的跟踪误差 $e(t)$ 是一致最终有界的。

证明: 选取 Lyapunov 函数 $V(t) = s^T s + \frac{1}{2} \text{tr}(\Delta\tilde{\boldsymbol{A}}^T \cdot \boldsymbol{M}\Delta\tilde{\boldsymbol{A}})$, 则 $V(t)$ 对时间的导数为: $\dot{V}(t) = \text{tr}[(\boldsymbol{x}s^T \boldsymbol{G} - \Delta\hat{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{M})\Delta\tilde{\boldsymbol{A}}] + s^T(\boldsymbol{G}d - \rho\boldsymbol{G}\boldsymbol{B} \frac{(\boldsymbol{G}\boldsymbol{B})^T s}{\|(\boldsymbol{G}\boldsymbol{B})^T s\|})$ 。

根据 $\dot{\Delta\hat{\boldsymbol{A}}} = \text{proj}(\Delta\hat{\boldsymbol{A}}, \psi)$, 显然有 $\text{tr}[(\boldsymbol{x}s^T \boldsymbol{G} - \Delta\hat{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{M})\Delta\tilde{\boldsymbol{A}}] \leq 0$, 所以 $\dot{V}(t) \leq s^T(\boldsymbol{G}d - \rho\boldsymbol{G}\boldsymbol{B} \frac{(\boldsymbol{G}\boldsymbol{B})^T s}{\|(\boldsymbol{G}\boldsymbol{B})^T s\|}) \leq -\|s^T\|(\rho\|\boldsymbol{G}\boldsymbol{B}\| - \|\boldsymbol{G}d\|)$, 为使 $\dot{V}(t) \leq 0$, 只需控制增益 ρ 满足 $\rho \geq \|\boldsymbol{B}^+ d - \boldsymbol{\Gamma}(\boldsymbol{I} - \boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^+) d\|$, 定理得证。

将系统外部扰动 $d(t)$ 分解成匹配部分和不匹配部分

$$d = d_m + d_u, \quad d_m = BB^+d, \quad d_u = B^+B^+d \quad (14)$$

式中： d_m, d_u 分别表示匹配和不匹配项。根据这种分解，由 $\dot{s}(t) = 0$ 得等效控制

$$u_{eq} = -(GB)^{-1}Gd_u - (GB)^{-1}G\Delta\tilde{A}x(t) - B^+d \quad (15)$$

将式(15)代入式(7)，得滑动模态

$$\begin{aligned} \dot{e}_{eq} = & A_m e + B u_0 + (I - B(GB)^{-1}G)\Delta\tilde{A}x(t) + \\ & (I - B(GB)^{-1}G)d_u \end{aligned} \quad (16)$$

由上式可以看到，在滑动模态上已不含外界扰动的匹配项。可以通过设计 u_0 来使系统稳定，并且对不匹配项进行一定的抑制。

根据标准 H_∞ 定理^[13]，在式(16)的滑动模态中，设计 $u_0 = -B^+Pe$ ，其中 $B_1 = I - B(GB)^{-1}G$ ， P 是下面 Riccati 方程的正定解。

$$A_m^T P + P A_m + \gamma^{-2} P B_1 B_1^T P - P B B^T P + C^T C = 0 \quad (17)$$

可以减弱不匹配项对滑动模态的影响，并满足 H_∞ 性能指标 $\|T_{d,u}(s)\|_\infty < \gamma$ 。

3 变形翼飞行器仿真验证

本文采用的轻型飞机 Navion L-17 是基于“变翼展”的方式进行机翼形状的变形。变翼展变形方式是以全翼沿翼展方向水平伸缩，且左右机翼是对称做出变形动作的，可以较快地影响到飞机的总体气动力和气动力。在飞行高度 2 km，飞行马赫数 Ma 为 0.1 时的参数可参考文献[11]。

在仿真验证中，飞行器在不同任务下变形的模型的不确定项 $\Delta A(\xi)$ 为

$$\Delta A = \begin{bmatrix} -0.0189\xi^2 + 0.0452\xi & 0.0687\xi^2 - 0.6392\xi & 0 & 0 \\ 0.0002\xi^2 - 0.00004\xi & 0.0377\xi^2 - 1.4241\xi & 0 & 0 \\ 0.0063\xi^2 - 0.0137\xi & 1.8565\xi^2 - 7.243\xi & -0.3394\xi^2 + 0.7136\xi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

参考模型的输入输出矩阵选取为

$$A_m = \begin{bmatrix} -0.013 & 48.54 & -631.2 & 32.075 \\ 0.5386 & -1.7746 & -23.831 & -4.8526 \\ 0.0664 & 0.6431 & -11.247 & 0.1192 \\ 0 & 1 & 0.078 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B_m = [0 \ 1 \ 0 \ 0]^T.$$

参考模型的输入 $r(t)$ 是如下方波信号：

$$r(t) = \begin{cases} 0.7, & 10i \leq t \leq 10i + 5, i = 0, 1, \dots \\ -0.7, & \text{其他} \end{cases}$$

选取 $F = \frac{1}{3}I$ ，即 $G = B^+ - \frac{1}{3}I(I - BB^+)$ ，由如图

2 所示仿真结果，可以看出，系统的状态跟踪响应很快，在 3 s 前后就可以很好地跟踪参考模型。

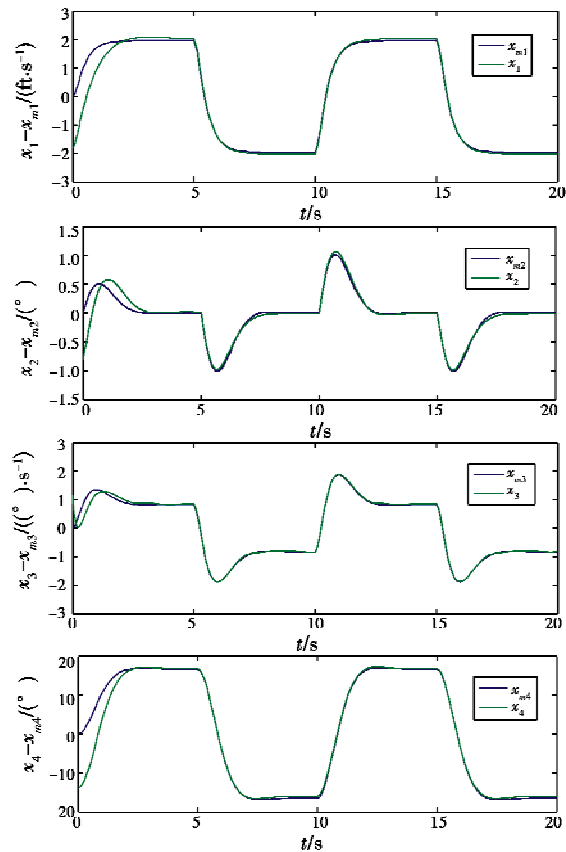


图 2 系统状态的跟踪响应曲线

Fig. 2 Responses of system state tracking

4 结束语

针对变形翼飞行器执行不同任务时机翼形变造成的模型不确定性，设计自适应补偿算法，消除不确定项对系统稳定性的影响。对外界扰动进行分解处理，利用积分滑模特性，使对系统的影响满足一定性能指标。仿真结果说明，设计的自适应滑模控制器能很好地实现对参考模型的跟踪。

参考文献

- [1] LEYLEK E A, COSTELLO M F. Benefits of autonomous morphing aircraft in loiter and attack missions [C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2-5 August 2010, Toronto, Ontario Canada AIAA 2010-7507. DOI:10.2514/6.2010-7507.
- [2] 马洪忠, 彭建平, 吴维, 等. 智能变形飞行器的研究与发展[J]. 飞航导弹, 2006, 5: 8-11.
- [3] LIU Chunsheng, LI Chuntao, HE Zhe. Adaptive control of a morphing aircraft through updating the number of actuators [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 13-16 August 2012, Minneapolis, Minnesota. AIAA 2012-4446.

过对目标探测,平台输出的是反映目标明暗变化的不同的光子计数脉冲个数。由此可见,光子计数成像实验平台的输出信号类型为数字信号,它为实现信号的全数字化高速传输、存储和处理创造了条件。

参考文献

- [1] BROWN R G W, JONES R. Characterization of silicon avalanche photodiodes for photon correlation measurement 2: Active quenching [J]. *Applied Optics*, 1987, 26 (12): 2383-2389.
- [2] KARVE G, ZHENG X G, ZHANG X F, et al. Geiger mode operation of an In_{0.53}Ga_{0.47}As-In_{0.52}Al_{0.48}As avalanche photodiode [J]. *Journal of Quantum Electronics*, 2003, 39 (10): 1281-1286.
- [3] ALBOTA M A, HEINRICHS R M, KOCHER D G, et al. Three-dimensional imaging laser radar with a photon-counting avalanche photodiode array and microchip laser [J]. *Applied Optics*, 2002, 41 (36): 7671-7678.
- [4] 龚威. G-APD 阵列一种具有单光子灵敏度的三维成像探测器[J]. *激光技术*, 2007, 31 (5): 452-455.
- [5] 吴青林, 刘云, 陈巍, 等. 单光子探测技术[J]. *物理学进展*, 2010, 30 (3): 296-306.
- [6] WILLIAM G L, JAMES F C, FRANK L A, et al. Development and characterization of CMOS avalanche photodiode arrays[C]//*SPIE*, 2005, 5726: 122-131.
- [7] WILLIAM G L, CHRISTOPHER S, FRANK L A, et al. Single photon detection using Geiger mode CMOS avalanche photodiodes[C]//*SPIE*, 2005, 6013: 73-81.
- [8] SHAO Junhu, HUANG Tao, WANG Xiaobo, et al. Measurement of the photon emission characteristic of silicon avalanche photodiode [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2005, 34 (3): 354-356.
- [9] 戚康男, 秦克诚, 程路. *统计光学导论*[M]. 天津: 南开大学, 1987.
- [10] 陈钱, 张保民, 顾国华. 红外图像序列动态帧间滤波技术[J]. *南京理工大学学报*, 2003, 27 (5): 653-656.
- [11] 尹丽菊. 基于 GM-APD 的光子计数成像技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2012.
- [4] POPOV A V, CRIGORIE T L, BOTEZ R M, et al. Modeling and testing of a morphing wing in open-loop architecture[J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47 (3): 917-923.
- [5] SEIGLER T M, NEAL D A, INMAN D J. Dynamic modeling of large-scale morphing aircraft [R]. AIAA-2006-1893, 2006.
- [6] SEIGLER T M, NEAL D A, BAE J S, et al. Modeling and Flight Control of Large-Scale Morphing Aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44 (4): 1077-1087.
- [7] ABOULRAHIM M, LIND R. Control and Simulation of a multi-role morphing micro air vehicle [R]. AIAA-2005-6481, 2005.
- [8] GANDHI N, JHA A, MONACO J, et al. Intelligent control of a morphing aircraft [R]. AIAA 2007-1716, 2007.
- [9] FLANAGAN J S, STRUZENBERG R C, MYERS R B, et al. Development and flight testing of a morphing aircraft, the NextGen MFX-1 [R]. AIAA-2007-1707, 2007.
- [10] IVANCO T, SCOTT R, LOVE M, et al. Validation of the Lockheed Martin morphing concept with wind tunnel testing [R]. AIAA-2007-2235, 2007.
- [11] 郭淑娟. 可变形飞行器的飞行协调控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [12] RUBAGOTTI M, ESTRADA A, CASTANOS F, et al. Integral sliding mode control for nonlinear systems with matched and unmatched perturbations [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2011, 56 (11): 2699-2704.
- [13] 吴敏, 何勇. *鲁棒控制理论*[M]. 北京: 高等教育出版社, 2010.

欢迎关注新浪微博 @电光与控制