

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2010.07.020

基于非线性干扰观测器的超机动飞行轨迹线性化控制

王芳¹, 钱承山²

(1. 中国电子科技集团公司 第 28 研究所, 江苏 南京 210007; 2. 南京信息工程大学 信息与控制学院, 江苏 南京 210044)

摘要: 针对非线性系统存在建模误差和外界干扰等不确定因素问题, 提出一种基于非线性干扰观测器 (Nonlinear Disturbance Observer, NDO) 在线补偿的轨迹线性化控制 (Trajectory Linearization Control, TLC) 方法。设计非线性干扰观测器, 对不确定因素进行估计, NDO 的输出用以设计新的补偿控制律, 与 TLC 方法相结合来消除不确定因素的影响。以赫布斯特机动过程为例进行飞行仿真, 并与单纯采用 TLC 方法的控制性能进行对比。仿真表明, 系统能较好地跟踪姿态角指令, 有良好的鲁棒性。

关键词: 轨迹线性化控制; 非线性干扰观测器; 超机动

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Nonlinear Disturbance Observer-Enhanced Trajectory Linearization Control for Super-Maneuverable Flight

Wang Fang¹, Qian Chengshan²

(1. The 28th Research Institute, China Electronics Technology Group Corporation, Nanjing 210007, China;
2. College of Information & Control, Nanjing University of Information Science & Technology, Nanjing 210044, China)

Abstract: Considering the uncertainties, such as errors in modeling and external disturbances, existed in nonlinear systems, a nonlinear disturbance observer (NDO) is used to estimate the uncertainties, and then its output is integrated with the output of Trajectory Linearization Control (TLC), as a new control law to cancel the unknown term. So, nonlinear systems will attain to excellent performance. Herbst maneuver is simulated for an aircraft mathematics model using this method, and for comparison, the herbst maneuver is also simulated using only TLC controller. Simulation results show that the method is effective and has better robustness.

Keywords: trajectory linearization control; nonlinear disturbance observer; super-maneuverable

0 引言

轨迹线性化控制 (Trajectory Linearization Control, TLC) 是一种新颖有效的非线性跟踪和解耦控制方案。目前, 该方法已成功运用于导弹、机器人和 X33 等控制系统的设计中^[1-4]。文献[5]研究了基于 TLC 方法的超机动飞行控制系统。但和很多非线性控制方法一样, 当系统内外存在不确定因素和干扰时, 将导致 TLC 性能降低甚至失效。

非线性干扰观测器 (Nonlinear Disturbance Observer, NDO) 技术是近年来自动控制界研究的热点, 可将外部干扰和非线性系统内部的不确定性和建模误差等统一看成系统的干扰, 然后应用于干扰观测器进行估计。故将轨迹线性化控制与非线性干扰观测器结合, 提出了一种基于 NDO 在线补偿的超机动飞行 TLC 方法。

1 概述

假设存在多输入多输出系统如下:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + g_1(x)u + g_2(x)d \\ y &= h(x) \end{aligned} \quad (1)$$

式中, $g_2(x)d$ 中的 $d \in R^m$, 表示未知的建模误差和外界干扰等不确定因素, $g_2(x)$ 为适当维数的光滑有界函数。 $g_1(x), g_2(x)$ 满足匹配条件^[6], 即存在可逆的非线性函数矩阵 $g_0(x) \in R^{m \times m}$ 使下式成立:

$$g_1(x)g_0(x) = g_2(x) \quad (2)$$

首先, 令 $d = 0$, 则此时不考虑不确定因素。令 \bar{x} 、 \bar{y} 、 \bar{u} 分别为系统标称的状态、输出和控制输入, 则相应地有:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= f(\bar{x}) + g(\bar{x})\bar{u} \\ \bar{y} &= h(\bar{x}) \end{aligned} \quad (3)$$

式中, $g(\cdot) = g_1(\cdot)$ 。

若定义如下的状态跟踪误差:

$$e = x - \bar{x} \quad (4)$$

并构造控制律为:

$$u = \bar{u} + \eta \quad (5)$$

其中, η 为需设计的线性时变反馈控制律。则对应的非线性跟踪误差动态特性为:

收稿日期: 2010-01-14; 修回日期: 2010-03-16

作者简介: 王芳 (1983-), 女, 河南人, 助理工程师, 硕士, 从事指挥控制系统研究。

$$\begin{aligned} \dot{e} &= f(x) + g(x)u - f(\bar{x}) - g(\bar{x})\bar{u} \\ &= f(\bar{x} + e) + g(\bar{x} + e)(\bar{u} + \eta) - f(\bar{x}) - g(\bar{x})\bar{u} \\ &= F(\bar{x}, \bar{u}, e, \eta) \end{aligned} \quad (6)$$

此时，原非线性系统轨迹跟踪问题就转化为一个非线性跟踪误差调节问题，控制器包括开环和闭环 2 部分：开环的被控对象的伪动态逆控制器，根据期望的系统输出值 \bar{y} 产生一个标称的控制输入 \bar{u} ；闭环的线性时变反馈调节器 $\eta = \eta(e)$ 用以镇定系统，并使系统具有一定的响应特性。

式 (6) 中的 \bar{x} 、 \bar{u} 可视为系统的时变参数，因此式 (6) 可简记为：

$$\dot{e} = F(t, e) \quad (7)$$

考虑如下的线性时变系统：

$$\dot{e} = A(t)e + B(t)\eta \quad (8)$$

式中：

$$A(t) = \left(\frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial g}{\partial x} u \right) \Big|_{\bar{x}, \bar{u}}, \quad B(t) = g \Big|_{\bar{x}, \bar{u}}$$

这里，式 (7)、式 (8) 分别满足如下假设：

假设 1 $e(t) = 0$ 为式 (7) 的一个孤立平衡点，并且 $F : [0, \infty) \times D \rightarrow R^n$ ，其中 $D = \{e \in R^n \mid \|e\| \leq r_0\}$ 连续可微，Jacobian 矩阵 $[\partial F / \partial e]$ 关于 t 一致有界，在 D 上满足 Lipschitz 条件。

假设 2 式 (8) 中的 $(A(t), B(t))$ 完全可控。

由假设 2，可设计线性时变反馈控制器为：

$$\eta = K(t)e \quad (9)$$

使线性时变系统(8)平衡点 $e = 0$ 为指数稳定，并记为：

$$A_c(t) = A(t) + B(t)K(t) \quad (10)$$

则根据参考文献[7]定理 4.13 可知，线性时变反馈控制律 (9) 亦可保证非线性系统 (7) 在平衡点 $e = 0$ 指数稳定。

采用 TLC 方法设计控制器的详细步骤见参考文献[5]。

若 $d \neq 0$ 时，式 (7) 即可改写为：

$$\dot{e} = F(t, e) + g_2(x)d \quad (11)$$

由于 $g_2(x)$ 为光滑有界函数，显然当 $\|d\|$ 逐渐增大时，TLC 控制性能将降低甚至消失。为了克服不确定项 d 的影响，必须引入新的控制策略，设计非线性干扰观测器在线补偿，控制结构见图 1。此时控制律为：

$$u = \bar{u} + u_{lc} - u_0 \quad (12)$$

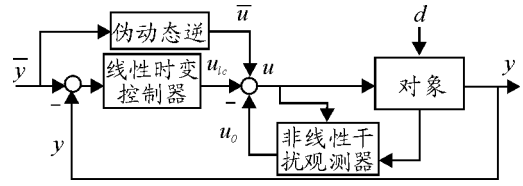


图 1 基于 NDO 在线补偿的 TLC 控制结构图

其中， u_0 为非线性观测器的输出，即：

$$u_0 = g_0(x)\hat{d} \quad (13)$$

其中， $\hat{d} \in R^n$ 为观测器对不确定 d 的估计值。则跟踪误差动态方程变为：

$$\dot{e} = F(t, e) + g_2(x)(d - \hat{d}) \quad (14)$$

因此，设计控制律 u_0 以抵消不确定 d 对系统性能的影响，改善并提高整个系统的干扰衰减能力及鲁棒特性。

2 非线性干扰观测器的设计

对于式 (1) 的非线性系统，NDO 设计为如下形式：

$$\begin{cases} \dot{\hat{d}} = z + \rho(x) \\ \dot{z} = -l(x)g_2(x)z - l(x)[g_2(x)\rho(x) + f(x) + g_1(x)u] \end{cases} \quad (15)$$

其中， $z \in R^n$ 为观测器的内部状态， $\rho(x) \in R^n$ 为设计时选择的非线性函数，且观测器的增益为 $l(x) \in R^{n \times n}$ ，定义为：

$$l(x) = \frac{\partial \rho(x)}{\partial x} \quad (16)$$

定义观测器的估计误差为：

$$e_d = d - \hat{d} \quad (17)$$

对上式两边求导，且考虑到扰动 d 随时间变化较慢，则可得

$$\dot{e}_d = \dot{d} - \dot{\hat{d}} \approx -\dot{\hat{d}} = -\dot{z} - \frac{\partial \rho(x)}{\partial x} \dot{x} \quad (18)$$

$$= -\dot{z} - l(x)[f(x) + g_1(x)u + g_2(x)d]$$

将式 (15)、式 (17) 代入式 (18)，得到：

$$\dot{e}_d = l(x)g_2(x)z + l(x)g_2(x)\rho(x) - l(x)g_2(x)d \quad (19)$$

$$= -l(x)g_2(x)e$$

即有：

$$\dot{e}_d(t) + l(x)g_2(x)e_d(t) = 0 \quad (20)$$

由上式可知，当 $l(x)g_2(x) > 0$ 时，观测器估计误差全局指数稳定。因此，根据 $g_2(x)$ 选取合适的观测器增益函数 $l(x)$ ，再由 $l(x)$ 得到 $\rho(x)$ ，即可根

据式 (15) 设计 NDO。

3 稳定性证明

引理^[8] 对 n 维连续时间线性时变系统

$$\dot{x} = A(t)x, \quad x(t_0) = x_0 \quad (21)$$

原点为唯一平衡状态, $n \times n$ 矩阵 $A(t)$ 的元素均为分段连续的一致有界函数, 则原点是指数稳定平衡点的充要条件是: 对任给的一个实对称、一致有界、一致正定的时变矩阵 $Q(t) \in R^{n \times n}$, 存在 2 个实数 $\beta_1, \beta_2 > 0$, 使

$$0 < \beta_1 I \leq Q(t) \leq \beta_2 I \quad \forall t \geq t_0$$

记 $P(t)$ 为李亚普诺夫方程, 有:

$$A^T(t)P(t) + P(t)A(t) + \dot{P}(t) + Q(t) = 0 \quad (22)$$

的 $n \times n$ 解阵, 且为实对称、一致有界、一致正定的, 则存在 2 个实数 $\alpha_1, \alpha_2 > 0$ 使:

$$0 < \alpha_1 I \leq P(t) \leq \alpha_2 I \quad \forall t \geq t_0$$

定理^[9] 对于由式(1)和式(17)定义的复合系统, 若满足假设 1、假设 2 及下列假设:

假设 3 对于非线性干扰观测器(15), 存在非线性函数 $\rho(x)$ 使得观测器估计误差全局指数稳定。

假设 4 存在正实数 γ 、 β_1 , 使得

$$2\gamma - \|P(t)g_2(x)\| > 0,$$

$$\beta_1 - 2l\alpha_2 R_e - \|P(t)g_2(x)\| > 0$$

成立。其中, l 为 Lipschitz 常数, 具体见式 (24), R_e 为系统误差 e 的模, 即 $R_e = \|e\|$ 。则系统误差 e 、 e_d 均以指数形式收敛至 0。

证明: 根据假设 1 和假设 2 及式 (10), 利用二元函数 Taylor 展开, 系统 (14) 可改写为:

$$\dot{e} = A(t)e + B(t)u_k + R(\cdot) + g_2(x)(d - \hat{d}) \quad (23)$$

其中, $R(\cdot)$ 表示式 (14) 线性化的高阶项, 由文献[7]定理 4.13 证明过程可知:

$$\|R(\cdot)\| \leq l\|e\|^2 \quad (24)$$

再由假设 3, 对于非线性观测器估计误差存在李亚普诺夫函数 $V_d(e_d)$, 满足

$$\dot{V}_d = -\frac{\partial V_d}{\partial e_d} \left(\frac{\partial \rho(x)}{\partial x} g_2(x)e_d \right) \leq -\gamma \|e_d\|^2 \quad (25)$$

对于整个闭环系统, 取李亚普诺夫函数为

$$V = \frac{1}{2} e^T P(t) e + V_d \quad (26)$$

则 V 沿闭环系统轨迹对时间 t 求导, 并根据引

理及式 (24)、式 (25) 得

$$\dot{V} = -\frac{1}{2} e^T Q(t) e + e^T P(t) g_2(x) e_d + e^T P(t) R(\cdot) + \dot{V}_d \quad (27)$$

$$\dot{V} \leq -\frac{1}{2} \beta_1 \|e\|^2 + \alpha_2 l \|e\|^3 + \quad (28)$$

$$\|P(t)g_2(x)\| \|e\| \|e_d\| - \gamma \|e_d\|^2$$

考虑 $R_e = \|e\|$, 整理得

$$\dot{V} \leq -\frac{1}{2} (\beta_1 - 2\alpha_2 l R_e - \|P(t)g_2(x)\|) \|e\|^2 - \quad (29)$$

$$\frac{1}{2} (2\gamma - \|P(t)g_2(x)\|) \|e_d\|^2$$

由于假设 4 成立, 所以 $\dot{V} < 0$ 成立。因此, 误差 e 、 e_d 均以指数形式收敛至 0。

4 超机动飞行仿真验证

以单发动机、三角翼、单垂尾翼、鸭翼 (无水平尾翼)、带有纵向和侧向推力矢量的飞机为建模对象, 其六自由度十二状态数学模型见参考文献[10]。基于飞行状态变量在时间尺度上具有明显差异这一事实, 按变化速度由慢变快划分为 4 组, 依次为: 极慢状态 $x_0 = [x, y, z]^T$, 非常慢状态 $x_1 = [V, \gamma, \chi]^T$, 慢状态 $x_2 = [\alpha, \beta, \mu]^T$, 快状态 $x_3 = [p, q, r]^T$, 飞机控制系统的设计一般按照 x_2 和 x_3 两组变量进行。

以赫布斯特机动过程为例, 当气动参数存在 30% 不确定时的, 分别采用 TLC 方法和基于 NDO 的 TLC 方法进行超机动飞行仿真试验。

仿真初值为: 实际初始高度 $H = 3\,000$ m; 初始速度 $v = 98$ m/s; 初始航迹方位角 $\chi = 0^\circ$, 航迹倾斜角 $\gamma = 0^\circ$; 初始迎角 $\alpha = 3^\circ$, 侧滑角 $\beta = 0^\circ$, 滚转角 $\mu = 0^\circ$; 初始滚转角速率 $p = 0$ rad/s, 俯仰角速率 $q = 0$ rad/s, 偏航角速率 $r = 0$ rad/s; 初始发动机推力 $T = 125\,000$ N。各操纵舵面初始偏转角均为 0° 。

TLC 方法性能如图 2, 其中, 虚线为最优轨迹指令, 实线为跟踪曲线。可见系统在 10 s 左右系统就发散了, 继而各个舵面达到饱和, 跟踪指令的误差变大, 根本无法实现规定的机动动作。

在慢回路和快回路分别设计 NDO 进行在线补偿, 增益分别为 $l(\bar{x}_2)$ 和 $l(\bar{x}_3)$, 如式 (30)、式 (31)。

$$l(\bar{x}_2) = [1 + \alpha^2, 1 + \beta^2, 1 + \mu^2] \cdot I_{3 \times 3} \quad (30)$$

$$l(\bar{x}_3) = \frac{1}{2} [(1 + p^2), (1 + q^2), (1 + r^2)] \cdot I_{3 \times 3} \quad (31)$$

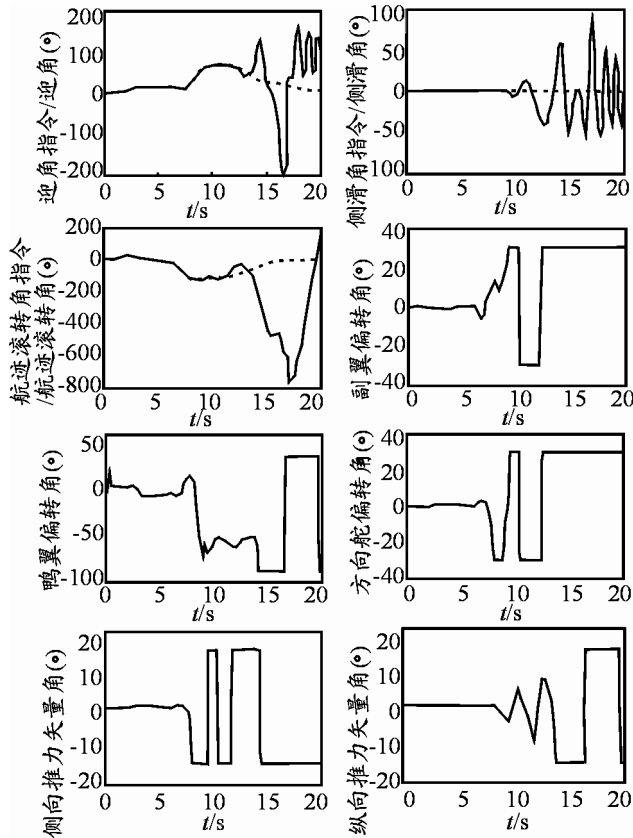


图 2 TLC 控制超机动飞行仿真

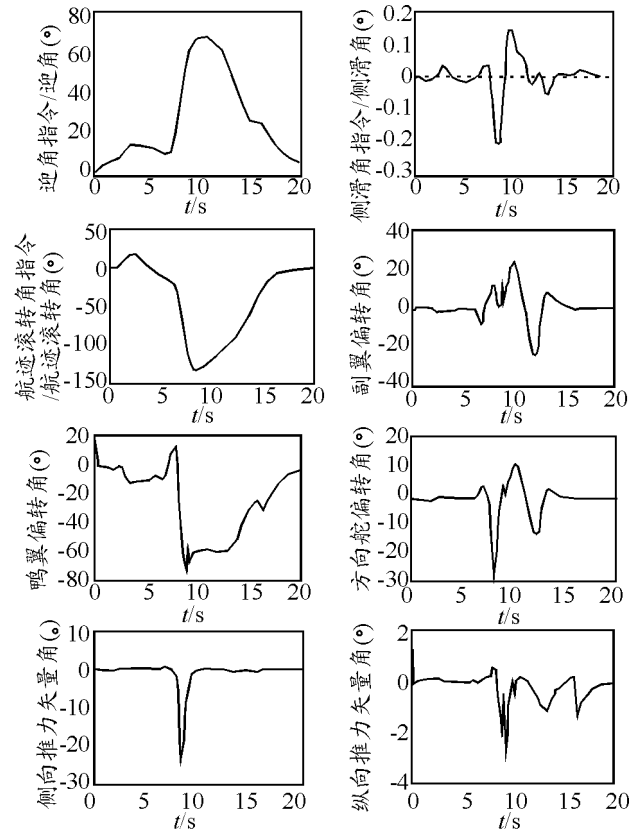


图 3 NDO 在线补偿 TLC 的超机动飞行控制仿真

根据 $l(x)$ 和式 (16) 得到 $\rho(x)$, 根据式 (15) 设计干扰观测器, NDO 补偿 TLC 的赫布斯特机动飞行仿真曲线如图 3。

采用文中提出的 NDO 在线补偿 TLC 控制方法, 在气动参数存在不确定的条件下, 系统仍能够较好地跟踪姿态角指令, 补偿后舵面偏转角也均在允许范围之内。超机动飞行控制系统的性能有了显著提高, 整个控制系统表现出良好的鲁棒特性。

5 结束语

仿真曲线图表明, 加入干扰观测器后, 系统性能和超机动动作指令的跟踪精度都得到了改善和提高。

参考文献:

- [1] Mickle M.C. and Zhu J.J, A Nonlinear Roll-Yaw Missile Autopilot Based on Plant Inversion and PD-Spectral Assignment[A]. Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision & Control[C], Tampa, Florida, 1998: 4679-4684.
- [2] Mickle M.C. and Zhu J.J., Bank-to-turn roll-yaw-pitch autopilot design using dynamic nonlinear inversion and PD-eigenvalue assignment[A]. Proceedings of the American Control Conference[C], Chicago, Illinois, 2000: 1359-1364.
- [3] Liu Y, Wu X and Zhu J.J. et al, Omni-Directional mobile robot controller design by Trajectory Linearization[A]. Proceedings of the American Control Conference[C], Denver, Colorado, 2003: 3423-3428.
- [4] Zhu J.J., Banker D. and Hall C.E., X-33 Ascent Flight Controller Design by Trajectory Linearization A Singular Perturbation Approach[A]. Proceedings of AIAA GN&C Conference[C], Denver, Colorado, 2000: 1-19.
- [5] 朱秋芳, 姜长生, 朱亮, 等. 采用 TLC 方法的超机动飞行控制系统设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(3): 379-383.
- [6] Barmish BR and Leimann G, On Ultimate Boundedness Control of Uncertain Systems in the Absence of Matching Assumptions[J]. IEEE Trans. on Automatic Control, 1982, 27(1): 153-158.
- [7] Kahlil H.K., Nonlinear System 2th ed, Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 1996.
- [8] 郑大钟. 线性系统理论[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [9] 朱亮, 姜长生, 方炜. 基于非线性干扰观测器的不确定非线性系统鲁棒轨迹线性化控制[J]. 信息与控制, 2006, 35(6): 14-16.
- [10] 陈谋. 不确定非线性综合火力/飞行/推进系统鲁棒控制方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学自动化学院, 2004.