

### § 3.4 仿真结果与分析

与 EPFL 的 OS4 I 一样，我们的原型机采用了 Draganflyer III 的旋翼。Draganflyer III 旋翼具有固定攻角，直径 28cm，重 6g。针对这样的微小型旋翼，目前还很难通过理论分析来获得其气动参数。根据 § 2.3.2 的结论可知，能够通过实验方法获得旋翼的升力系数和反扭力矩系数。由于目前我们还不具备相关的实验条件，这里主要参考了文献[27]，来获得 Draganflyer III 旋翼的升力系数  $k_l$ 、阻力矩系数  $k_d$  和转动惯量  $J_{rotor}$ 。

对于本文 § 2.2 中提到的原型样机，其主要参数如表 3.1。

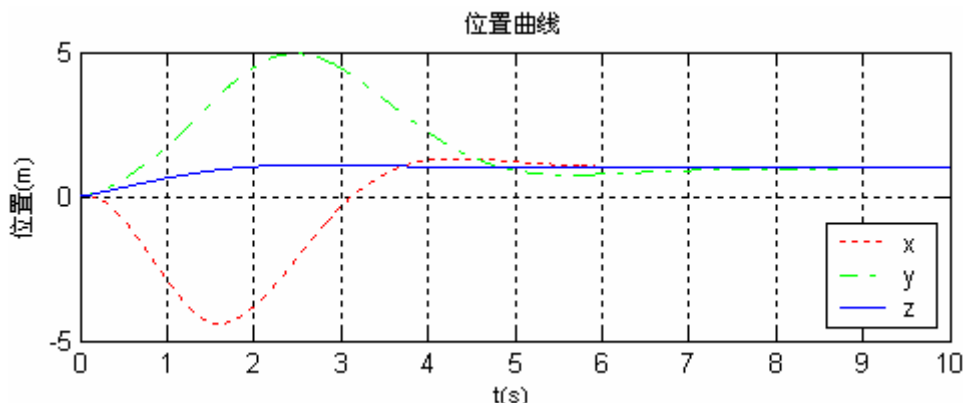
表 3.1 原型机主要参数

项目	$m$	$l$	$k_l$	$k_d$	$I_x$	$I_y$	$I_z$	$J_{rotor}$
单位	kg	m	$N s^2$	$N ms^2$	$kg m^2$	$kg m^2$	$kg m^2$	$kg m^2$
量值	0.75	0.25	$3.13e^{-5}$	$7.5e^{-7}$	$19.688e^{-3}$	$19.681e^{-3}$	$3.938e^{-2}$	$6e^{-5}$

下面将通过定点悬停、轨迹跟踪和鲁棒性检验三个仿真实验，来分析 Backstepping 控制器的性能。

#### 1、定点悬停

设置飞行器初始三维位置、速度、欧拉角和角速率分别为  $0(m)$ 、 $0.5(m/s)$ 、 $30^\circ$  和  $40^\circ/s$ ；控制目标是让飞行器从原点飞至并悬停于  $(1 \ 1 \ 1)^T(m)$  位置，且要调整并保持航向与  $\bar{x}$  一致，即偏航角  $\psi$  为 0。所设计的 Backstepping 控制器共有 12 个参数，这些参数的选取对其控制性能有直接影响。参数越大，Backstepping 控制器的控制能力越强；但若参数过大，则不仅会导致控制量超出物理可实现范围，还会引起较大的控制误差。通过多次仿真实验，确定  $c_1 \sim c_{12}$  的调节范围在  $[0.5 \ 3]$  之间。当设定  $c_1 \sim c_{12}$  均相等，分别选取为 0.8 和 2.5 的仿真结果如图 3.2。



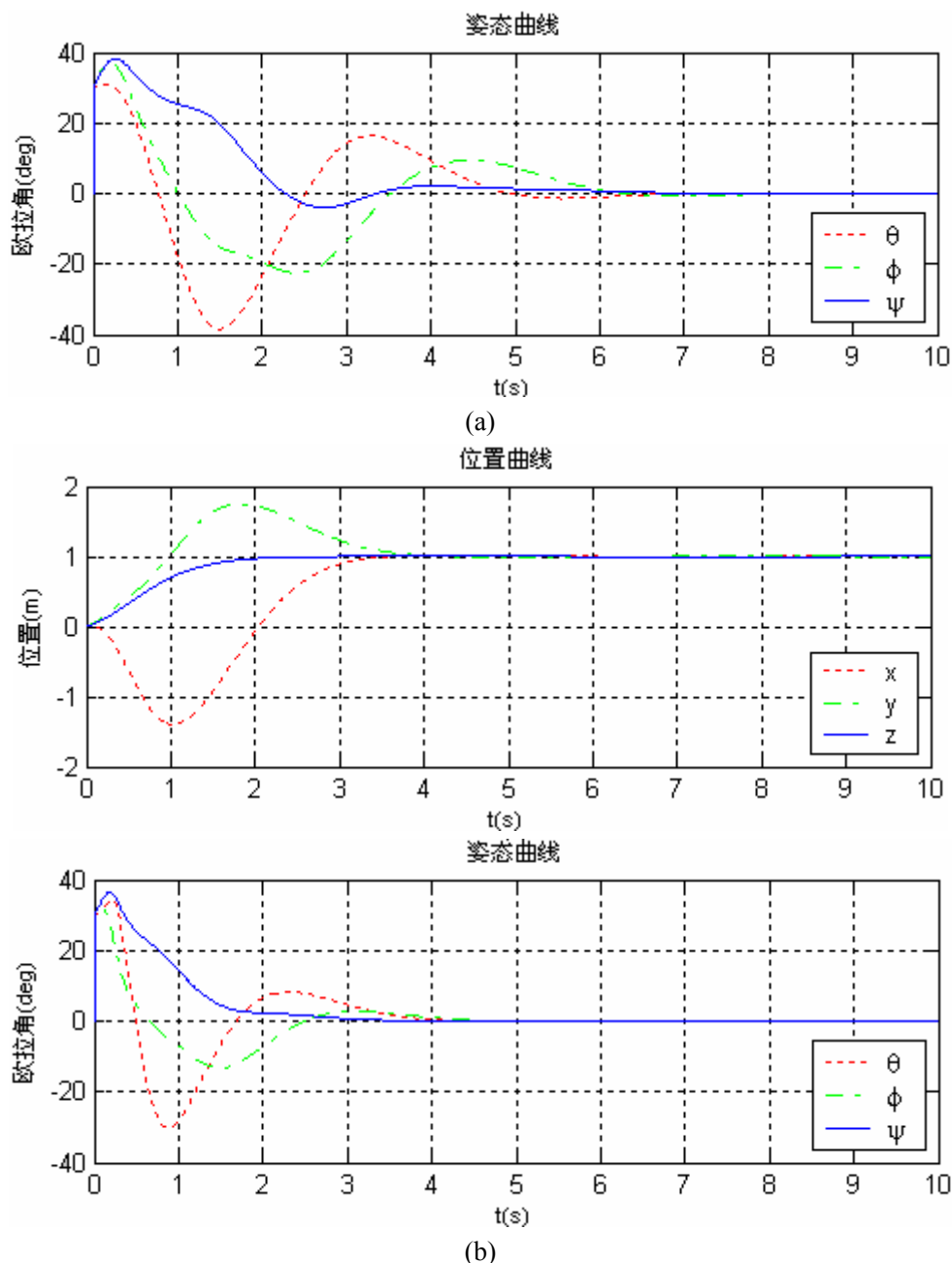
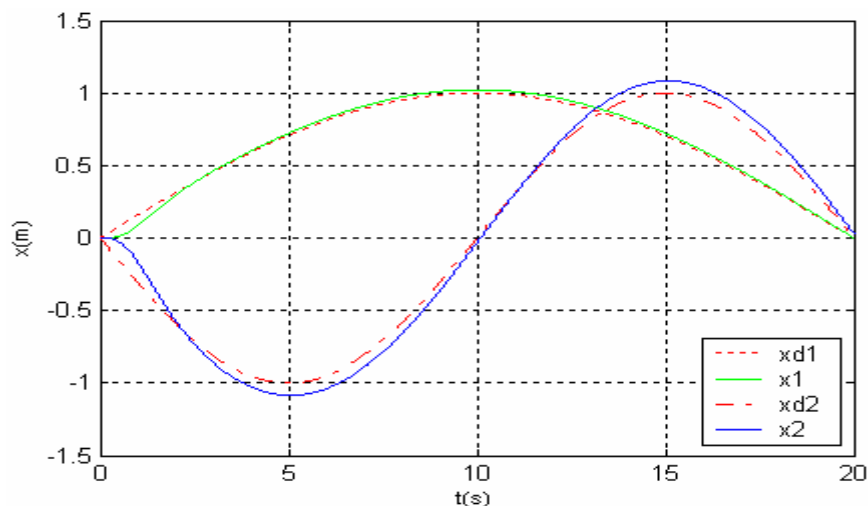


图 3.2 定点悬停仿真曲线

由图 3.2 可以看出, 微小四旋翼无人直升机的位置和航向都能很好地跟踪输入指令。由于初始俯仰和横滚角均为正, 根据本文 § 2.5 中图 2.6 中的坐标系定义, 飞行器具有沿  $x$  轴负向和  $y$  轴正向的初始加速度。飞行器最终悬停于目标位置, 三个姿态角均调整为 0。此外, 比较 (a) 和 (b) 可知控制器参数越大, 则超调减小, 调整时间变短, 姿态调整更加“剧烈”。若参数取得过大, 就会引入很大的控制误差, 导致控制器发散。经过多次仿真实验, 最佳控制器参数为 2。

## 2、轨迹跟踪

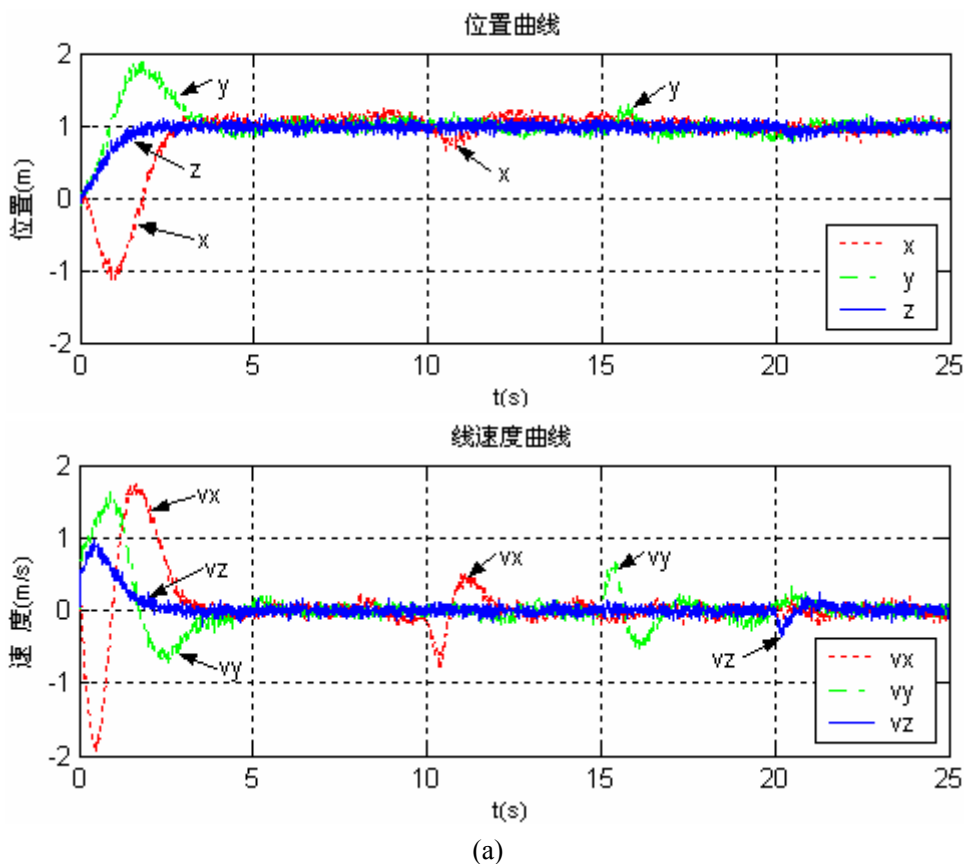
当飞行器初始状态全为 0, 选取控制器参数为 2, 分别让飞行器的  $x$  轴向位置跟踪周期为 20s 和 40s 的正弦曲线, 仿真结果如图 3.3。

图 3.3  $x$  轴正弦轨迹跟踪曲线

由图 3.3 可以看出，系统能够很好地跟踪周期为 40s 的正弦曲线，基本无相位延迟和超调；而跟踪周期为 20s 的正弦曲线时，出现了较小的延迟和超调。

### 3、鲁棒性检验

飞行器的初始状态和控制目标与定点悬停实验相同，选取控制器参数为 2。为了检验控制器的鲁棒性，对所有状态反馈变量添加 5% 的高斯白噪声，并设定旋翼转速有  $\pm 5 r/min$  的控制误差。此外，还考虑了飞行器三个姿态角分别在 10s、15s 和 20s 时刻，发生突变的情形。这种情况是由于电磁干扰或其他原因导致电机控制信号中出现野值，使得某一电机的转速发生短时突变引起的。因为本文仅考虑微小型四旋翼无人机在无风条件下飞行的情况，所以这里没有进行阵风干扰实验。仿真结果如图 3.4。



(a)

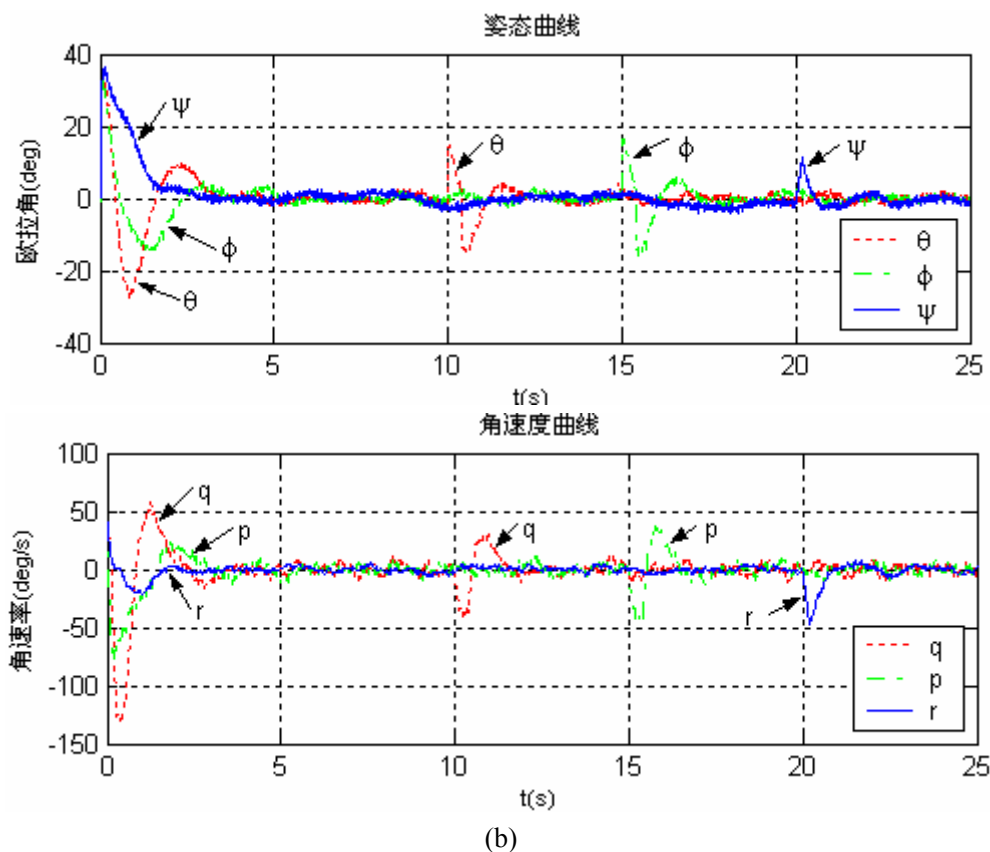


图 3.4 鲁棒性检验仿真曲线

由图 3.4 可以看出, 添加噪声以后, 微型四旋翼飞行器仍然能够较好地跟踪输入指令。系统达到稳态后, 飞行器的位置和姿态分别在  $\pm 10\text{ cm}$  和  $\pm 5^\circ$  的范围内波动。对应于姿态角的突变, 相应的位置稍有改变, 但由于控制器的作用, 飞行器很快又恢复到悬停状态。

以上, 通过仿真实验检验了微型四旋翼无人直升机 Backstepping 控制器的控制性能。通过调节控制器的参数, 可以实现定点悬停控制, 达到跟踪误差小、调节时间短的性能指标; 轨迹跟踪实验结果说明控制器具有良好的跟踪性能; 对于传感器噪声和旋翼转速短时突变的情形, 仿真结果证明 Backstepping 方法具有一定的鲁棒性, 克服了传统控制方法中的闭环系统缺乏鲁棒性的缺点。

### § 3.5 本章小结

本章讨论了微型四旋翼无人直升机的 Backstepping 非线性控制问题。基于简化的动力学模型, 利用 Backstepping 方法成功的设计出四个通道的控制器, 并从理论上证明其收敛性。仿真结果表明, Backstepping 控制器可以较好地实现定点悬停和轨迹跟踪飞行控制, 并具有一定的鲁棒性。

## 第四章 基于 ADRC 的微型四旋翼无人直升机控制

在上一章中, 基于 Backstepping 实现了微型四旋翼无人直升机的自主飞行控制。但是所设计的控制器不但结构非常复杂, 而且对状态反馈量的要求也很高, 其控制性能在很大程度上依赖于对象模型的精度。Backstepping 的这些缺点, 尤其是它对模型的依赖必将严重限制其实用化。本章将针对这一问题, 基于 ADRC 这一不基于对象模型的控制方法设计微型四旋翼无人直升机飞行控制器。

### § 4.1 引言

自抗扰控制器 (Actived Disturbance Rejection Controller) 已经历了 20 多年的发展历程, 如今在控制界已具有一定知名度, 不少人被其独特的控制思想及卓越的控制品质所吸引, 积极致力于其在尖端科技领域的应用<sup>[28]</sup>。

现代控制理论在分析控制系统的结构性质方面是非常成功的, 提供了很好的分析工具, 并发展出比较完备的设计方法。但是现代控制理论构造的控制器不仅结构复杂, 并且遇到了不易克服的适应性、鲁棒性等难题。经典调节理论则摆脱了数学模型的束缚, 基本上完全不考虑对象模型, 仅依靠误差的 PID 反馈调节。但存在控制器局限于线性模型、动态性能差、微分反馈引入噪声大等问题, 品质有待提高<sup>[29]</sup>。

ADRC 则综合了现代控制理论与经典调节理论的优点, 提出一种“观测+补偿”的方法, 可有效处理系统中的非线性与不确定性问题, 同时配合非线性的反馈方式, 提高控制器的动态性能<sup>[30]</sup>。

本章首先详细介绍 ADRC 的基本原理, 然后针对微型四旋翼无人直升机设计 ADRC 控制器, 并给出控制器参数整定规则, 最后是仿真实验结果。

### § 4.2 ADRC 基本原理

PID 的缺点包括<sup>[31-32]</sup>: 直接取设定值与输出之间的误差有时不合理, 因为要求让缓变的输出来跟踪跳变的设定值不合理; 由误差  $e$  提取  $de/dt$  的方法使得噪声很大; 误差的现在、过去和变化趋势的“加权”策略不一定最好; 积分反馈有许多副作用。

针对 PID 的缺点, ADRC 利用跟踪微分器 (TD) 合理提取微分, 根据设定值和对象承受能力安排过渡过程解决了快速性和超调之间的矛盾; 通过扩张状态观测器 (ESO) 把系统的未建模动态和未知外扰都归结为对系统的“总扰动”而进行估计并给予补偿, 使得不用“积分”反馈也能实现无静差; 非线性状态误差反馈 (NLSEF) 则将原来的“加权”改成了“非线性组合”<sup>[31-32]</sup>。