

# Adaptive Dynamic Inversion Controller for Quad Rotor Aerial Robot

Zhixiang Zhang, Lifeng Wang, Congkui He

Field Bus Technology & Automation Lab, North China University of Technology, Beijing  
Email: [jameszxx@163.com](mailto:jameszxx@163.com), [lf\\_wang@ncut.edu.cn](mailto:lf_wang@ncut.edu.cn), [349494173@qq.com](mailto:349494173@qq.com)

Received: Dec. 18<sup>th</sup>, 2013; revised: Jan. 9<sup>th</sup>, 2014; accepted: Jan. 23<sup>rd</sup>, 2014

Copyright © 2014 Zhixiang Zhang et al. This is an open access article distributed under the Creative Commons Attribution License, which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited. In accordance of the Creative Commons Attribution License all Copyrights © 2014 are reserved for Hans and the owner of the intellectual property Zhixiang Zhang et al. All Copyright © 2014 are guarded by law and by Hans as a guardian.

**Abstract:** This paper presents an adaptive dynamic inversion controller for trajectory tracking of quad rotor aerial robot with X type configuration. In order to enhance the robustness of dynamic inversion controller, an adaptive dynamic variable vector is used to compensate the model inversion error and achieve the asymptotic stability. On the base of a nonlinear dynamic model of the quad rotor, adaptive dynamic inversion nonlinear controller is synthesized for the purpose of stabilization and trajectory tracking. The proposed control method can compensate the deviation of model inaccuracy. It behaves perfectly at the reference altitude and trajectory track in MATLAB simulation.

**Keywords:** Quad Rotor; Adaptive Dynamic Inversion Controller; Robustness; MATLAB Simulation

## 基于自适应动态逆的四旋翼机器人控制器设计

章志祥, 王立峰, 赫丛奎

北方工业大学现场总线技术及自动化实验室, 北京  
Email: [jameszxx@163.com](mailto:jameszxx@163.com), [lf\\_wang@ncut.edu.cn](mailto:lf_wang@ncut.edu.cn), [349494173@qq.com](mailto:349494173@qq.com)

收稿日期: 2013年12月18日; 修回日期: 2014年1月9日; 录用日期: 2014年1月23日

**摘要:** 本文针对“X”型四旋翼空中机器人的轨迹跟踪问题, 设计了一种自适应动态逆控制器。为了加强控制系统的鲁棒性, 提出一个自适应动态矢量用于补偿模型逆误差, 使系统达到 Lyapunov 渐近稳定。基于四旋翼机器人复杂的非线性动态模型, 自适应动态逆控制器能在线估计并补偿四旋翼机器人的模型误差, 使系统达到渐近稳定和轨迹跟踪的目的。MATLAB 仿真实验表明该控制方案能满足系统稳定和轨迹跟踪的目的。

**关键词:** 四旋翼机器人; 自适应动态逆控制器; 鲁棒性; MATLAB 仿真

### 1. 引言

近年来四旋翼空中机器人凭借结构简单, 能在狭小空间实现自主起飞和着陆, 适应性和隐蔽性更强等特点, 使其在无人机学术研究领域成为新的前沿和热点问题[1]。在民用和军事上的应用中, 四旋翼机器人也逐渐成为一股新力军, 如玉树地震中, 民政部采用无人驾驶直升机进行数据采集, 评估灾情等工作。由

于四旋翼机器人是一个非线性、多变量耦合的欠驱动系统以及部分参数的不确定性, 如何对四旋翼进行高效、准确的控制是各个领域所面临的挑战性课题。

动态逆控制方法的基本原理是通过构造系统的全局状态反馈来抵消系统的非线性特性, 将原系统补偿为一个具有线性传递关系的伪线性新系统[2]。由于单纯的动态逆控制系统对数学模型的严格要求, 在设

计控制律时很多假设和近似值被应用于系统中，导致产生系统误差从而降低控制系统的鲁棒性。而自适应控制可以在线估计不确定参数来消除模型误差使系统达到全局渐近稳定[3]。

目前国内外很多研究者对四旋翼机器人的控制问题进行了研究，由于四旋翼机器人数学模型具有高度复杂性，并且是一个高强度耦合的欠驱动系统，因此各种非线性控制方法常用于四旋翼机器人的姿态控制和轨迹控制。例如自适应滑膜控制技术[4-6]，自适应控制[7-10]等都得到了广泛的发展。其中，文献[4-6]对自适应滑膜控制方案的可行性进行了仿真验证，并基于 Lyapunov 理论证明了其渐近稳定性。文献[7-10]从不同角度阐述了当四旋翼机器人模型不确定或存在建模误差情况下如何利用自适应控制技术解决无人机的导航问题。

在自适应技术迅速发展的情况下，将自适应技术融于其他控制技术来加强控制系统的鲁棒性已经成为无人机控制研究领域的一个新方向。如文献[11]将自适应控制与滑膜控制理论相结合，针对“X”型结构四旋翼机器人的数学模型设计了一个连续的自适应动态变量用于抵消系统的扰动误差，从而实现系统稳定与导航控制。文献[12,13]设计了一种鲁棒自适应滑膜控制器，即将自适应模糊技术与滑膜技术相结合，提出一个自适应动态变量来消除系统中不良的抖动现象。由于动态逆方案设计的高度灵活性，动态反馈线性化技术在无人机研究领域也受到了广泛的关注，如文献[14]中，在牛顿欧拉方程和刚体自由运动方程的基础上，对“X”型结构四旋翼机器人数学模型进行了分析并设计了一种先进动态逆控制器，仿真实现了系统稳定和轨迹跟踪的目的。文献[15]针对四旋翼机器人的飞行控制问题提出了一种反演滑膜控制方案，根据反演理论，在满足李雅普诺夫稳定条件前提下设计滑膜控制律来加强控制系统的鲁棒性，实现了系统的稳定控制。

本文主要是在“X”型四旋翼机器人非线性动态模型基础上，将自适应控制技术与动态逆控制技术相结合设计一种自适应动态逆控制器，为系统提供一个自适应动态矢量，该变量能在线估计并补偿四旋翼机器人模型逆误差，使系统达到轨迹跟踪的目的。针对该方案，本文依据 Lyapunov 理论证明了其渐近稳定

性并进行了 MATLAB 仿真实验。

## 2. 动力学模型

建立“X”型四旋翼机器人坐标结构图，如图 1 所示。图中四个螺旋桨能为四旋翼机体提供升力，并满足机体沿三个轴向的俯仰，滚转和偏航运动。

在机体坐标系下，根据“X”型四旋翼机器人的运动规律，四旋翼机器人的受力情况主要包括沿三个轴向的合外力矩和垂直于机体方向合外力，表示如下：

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} T_p \\ T_q \\ T_r \\ F_z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} L_x(-F_1 + F_2 + F_3 - F_4) \\ L_y(-F_1 + F_2 - F_3 + F_4) \\ L_z(T_1 + T_2 - T_3 - T_4) \\ F_i \quad (i=1,2,3,4) \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} L_x k_f (-w_1^2 + w_2^2 + w_3^2 - w_4^2) \\ L_y k_f (-w_1^2 + w_2^2 + w_3^2 - w_4^2) \\ L_z k_t (w_1^2 + w_2^2 - w_3^2 - w_4^2) \\ (w_1^2 + w_2^2 + w_3^2 + w_4^2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (1)$$

其中  $L_x, L_y, L_z$  分别表示体坐标系下电机到  $x, y, z$  三轴的距离， $F_i, T_i$  分别为螺旋桨拉力和陀螺力， $k_t, k_f, \omega_i$  分别表示力矩转换系数，拉力转换系数和电机转速。

在无人机飞行动力学中，假设机体坐标系与地面坐标系之间的欧拉角为  $[\phi \ \theta \ \psi]^T$ ，机体在地面坐标系下的位置为  $[x \ y \ z]^T$ ，则旋转变换方程和导航变换方程[14]，如下所示：

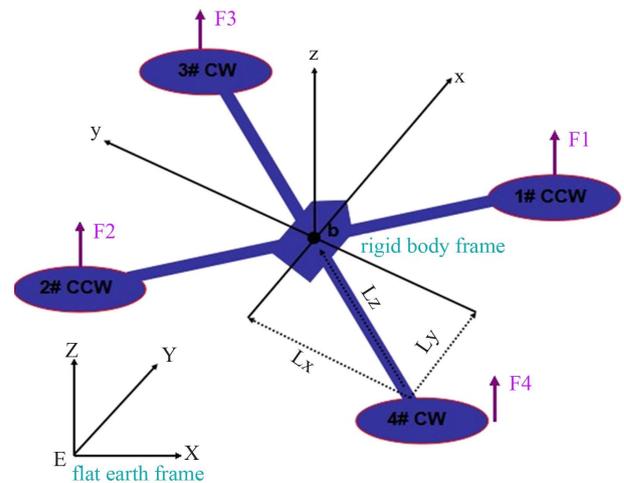


Figure 1. Quad rotor UAV coordinate frame systems  
图 1. 四旋翼机器人坐标结构图

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & -c\phi s\psi + s\phi s\theta c\psi & s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi \\ c\theta s\psi & c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi & -s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中  $[p \ q \ r]^T$ ,  $[u \ v \ w]^T$  分别表示体坐标系下机体的运动角速度和线速度。公式(3)中  $s, c$  分别代表  $\sin, \cos$ 。

由刚体动力学和牛顿欧拉方程变换可得四旋翼机器人的六自由度数学模型[14], 如下所示:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} -rv + qw \\ ru - pw \\ -qu + pv \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{F_z}{m} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g \sin \theta \\ -g \cos \theta \sin \phi \\ -g \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{k_l(z_l - z)\delta(z_l - z)}{m} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_u u \\ c_v v \\ c_w w \end{bmatrix} / m$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} qr(I_{zz} - I_{yy})/I_{xx} \\ pr(I_{xx} - I_{zz})/I_{yy} \\ pq(I_{yy} - I_{xx})/I_{zz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_p/I_{xx} \\ T_q/I_{yy} \\ T_r/I_{zz} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$+ \begin{bmatrix} I_r(\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 - \omega_4)q \\ -I_r(\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 - \omega_4)p \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_p p/I_{xx} \\ c_q q/I_{yy} \\ c_r r/I_{zz} \end{bmatrix}$$

其中  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  为刚体沿  $x, y, z$  三轴的转动惯量,  $m$  为刚体质量。

$[mg \sin \theta \ -mg \cos \theta \sin \phi \ -mg \cos \theta \cos \phi]^T$  为机体质心沿三个轴的重力向量,  $[0 \ 0 \ k_l(z_l - z)\delta(z_l - z)]^T$  为机体在地面的弹性力,  $k_l$  和  $z_l$  为弹性系数和机体在地面的弹性形变量, 其中  $\delta(z_l - z) = \begin{cases} 1 & z_l - z > 0 \\ 0 & z_l - z \leq 0 \end{cases}$ ,

可知机体在飞行或离开地面时弹性力消失。 $I_r(\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 - \omega_4)[q \ -p \ 0]^T$  为螺旋桨产生的陀螺力矩向量。 $c_u, c_v, c_w$  和  $c_p, c_q, c_r$  分别为气动系数和力矩系数。

### 3. 转子动力学模型

由于螺旋桨旋转速度与无刷直流电机的输入电压成正比, 在执行飞行任务时, 控制系统通过电机控制单元输出脉宽调制(PWM)信号来控制直流无刷电机的输入电压进而控制电机转速。假设供电电压, 电机转速分别为  $u_{i(i=1,2,3,4)}, \omega_{i(i=1,2,3,4)}$ , 电机电感忽略不计, 建立电机动态模型[11], 表示如下:

$$\frac{d\omega_i}{dt} = -k_1\omega_i - k_2\omega_i^2 + k_3u_i \quad (6)$$

其中  $k_1, k_2, k_3$  为电机模型相关参数, 具体数据可参见表3。

### 4. 自适应动态逆控制方法

考虑到非线性仿射控制系统:

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u + \Delta \quad (7)$$

其中  $x \in R^n$ ,  $u \in R^m$  分别为状态和控制向量且  $m = n$ ,  $f(x), g(x)$  连续可微且  $g(x)$  可逆。 $\Delta$  为外部干扰或模型误差, 且  $\dot{\Delta} \approx 0$ 。

假设微分方程  $\dot{x} = -k(e + \hat{\delta}) = -k(e + \gamma \int_0^t e dt)$ ,  $\gamma$  为已知对角矩阵,  $e = x - x_r$  为误差状态向量, 进行求导可得  $\dot{e} = \dot{x} - \dot{x}_r$ ,  $x_r$  为期望状态向量,  $\hat{\delta}$  为在线估计值向量,  $k$  为已知对角矩阵, 可得到动态逆控制输入:

$$\begin{aligned} u &= g^{-1}(x) \left( -f(x) - k(e + \hat{\delta}) \right) \\ &= g^{-1}(x) \left( -f(x) - k \left( e + \gamma \int_0^t e dt \right) \right) \end{aligned} \quad (8)$$

将公式(8)中的动态逆输入量  $u$  替换为公式(7)中输入量  $u$  并化简可得:

$$\begin{aligned} \dot{e} &= -k(e + \hat{\delta}) + \Delta - \dot{x}_r \\ &= -ke - k(\hat{\delta} - k^{-1}(\Delta - \dot{x}_r)) = -ke - k\delta \end{aligned} \quad (9)$$

其中  $\delta = \hat{\delta} - k^{-1}(\Delta - \dot{x}_r)$ , 构建自适应动态模型如下:

$$\dot{\delta} = \dot{\hat{\delta}} - k^{-1}(\dot{\Delta} - \ddot{x}_r) = \gamma e \quad (10)$$

通过上述推导可得自适应变量向量  $\hat{\delta} = \gamma e$ 。

由于参考轨迹  $x_r$  在特定的时间范围内变化缓慢或无变化,  $\dot{x}_r$  可看作常数并且外部干扰和模型误差可认为是有限的, 假设  $k^{-1}(\dot{\Delta} - \ddot{x}_r) = 0$ 。综合上述推导,



### 5.2. 快回路设计

快回路是需要快速响应的姿态角变化的姿态控制回路，其循环频率设定为 50 HZ。

对公式(2)可进行逆转换可得：

$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} k_\phi (\phi_c - \phi) \\ k_\theta (\theta_c - \theta) \\ k_\psi (\psi_c - \psi) \end{bmatrix} \quad (18)$$

其中逆矩阵表示图 2 中 inv2。

对公式(5)简化后进行转换可得：

$$\begin{bmatrix} T_{pc} \\ T_{qc} \\ T_{rc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_p ((p - p_c) + \hat{\delta}_p) I_{xx} \\ k_q ((q - q_c) + \hat{\delta}_q) I_{yy} \\ k_r ((r - r_c) + \hat{\delta}_r) I_{zz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_{zz} - I_{yy}) qr \\ (I_{xx} - I_{zz}) pr \\ (I_{yy} - I_{xx}) pq \end{bmatrix} \quad (19)$$

其中  $\hat{\delta}_p, \hat{\delta}_q, \hat{\delta}_r$  表示自适应动态逆在线估计值，因此快回路自适应动态控制律可设计为：

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\delta}}_p &= \gamma_f (p - p_c) \\ \dot{\hat{\delta}}_q &= \gamma_f (q - q_c) \\ \dot{\hat{\delta}}_r &= \gamma_f (r - r_c) \end{aligned} \quad (20)$$

其中  $k_e = [k_\phi \ k_\theta \ k_\psi]^T$ ， $k_v = [k_p \ k_q \ k_r]^T$  量化方法可参考慢回路公式(17)。

### 5.3. 电机速度信号

综合慢回路和快回路设计规律，可得机体沿 Z 轴的合力命令  $F_{zc}$  和机体沿三个轴向的力

矩命令  $[T_{pc} \ T_{qc} \ T_{rc}]^T$ ，对公式(1)进行逆转换求得电机速度信号如下：

$$\begin{bmatrix} \omega_{1c} \\ \omega_{2c} \\ \omega_{3c} \\ \omega_{4c} \end{bmatrix} = \sqrt{\begin{bmatrix} -1/4 & -1/4 & 1/4 & 1/4 \\ 1/4 & 1/4 & 1/4 & 1/4 \\ 1/4 & -1/4 & -1/4 & 1/4 \\ -1/4 & 1/4 & -1/4 & 1/4 \end{bmatrix}} \begin{bmatrix} T_{pc} / (L_x k_f) \\ T_{qc} / (L_y k_f) \\ T_{rc} / (L_r k_t) \\ F_{zc} / k_f \end{bmatrix} \quad (21)$$

其中  $[\omega_{1c} \ \omega_{2c} \ \omega_{3c} \ \omega_{4c}]^T$  表示四个直流无刷电机的转速，该求解过程代表图 2 中 inv3。

## 6. MATLAB 仿真结果

在仿真实验过程中，为了更好地观察自适应动态逆

控制器的仿真效果，参见表 1 设置任务一，在实验中设置十个路径包括起飞点和降落点在内，在线动画模拟四旋翼机器人轨迹跟踪的能力并记录。其中控制器和四旋翼模型参数分别如下表 2，表 3 所示。图 3 为

**Table 1. Mission planning**  
**表 1. 任务规划**

任务路径	位置			偏航角(弧度)
	Xc	Yc	Zc	$\psi_c$
Home	0	0	0	0
WP1	0	0	15	0
WP2	0	15	15	0.5
WP3	15	15	15	1
WP4	15	0	15	1
WP5	10	0	15	1
WP6	10	10	15	0
WP7	5	10	15	0
WP8	5	0	15	2
Land	5	0	0	0

**Table 2. Controller parameters**  
**表 2. 慢/快回路控制器参数**

参数	回路					
	慢回路			快回路		
	X	Y	Z	$\theta$	$\Phi$	$\psi$
$\omega$	1 HZ	1 HZ	1 HZ	10 HZ	10 HZ	2 HZ
$\xi$	0.65	0.65	0.65	0.7	0.7	0.7
$\gamma$	0.52	0.52	0.52	0.56	0.56	0.3

**Table 3. Model parameters in demonstrator of quadrotor**  
**表 3. 四旋翼机器人模型参数**

参数	描述	数值
m	刚体质量	2.3 kg
$L_x, L_y, L_z$	机臂长度	0.35 m, 0.247 m, 0.247 m
$I_{xx}$	X 轴刚体惯性参数	$8.04 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$
$I_{yy}$	Y 轴刚体惯性参数	$8.46 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$
$I_{zz}$	Z 轴刚体惯性参数	$14.68 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$
$k_f$	拉力系数	$0.65016 \times 10^{-3} \text{ N/(rad/s)}^2$
$k_t$	力矩系数	$0.82218 \times 10^{-5} \text{ N/(rad/s)}^2$
$k_1, k_2, k_3$	电机模型参数	20, 0.01, 3.5
$k_l$	弹性系数	6000N/m

任务一中实时自适应动态变量值变化曲线, 该任务中四旋翼机器人轨迹跟踪仿真动画和运动轨迹分别如图 4, 图 5 所示。图 6, 图 7 分别为四旋翼机器人在不同计划任务下沿航点飞行的轨迹跟踪仿真效果, 其中蓝色路径代表本次任务中的全部运动轨迹, 红色路径为本次任务中已完成的轨迹任务。在本实验中轨迹跟踪仿真任务可描述为四旋翼机器人由起点自动起飞轨迹跟踪至航点一, 然后悬停, 发生偏航变化, 继续轨迹跟踪至下一航点, 直到自主降落即任务结束。由仿真结果可以看出, 本文中自适应动态逆控制器能完好实现四旋翼机器人轨迹跟踪的目的。

### 7. 结论

本文在四旋翼机器人非线性动态模型的基础上,

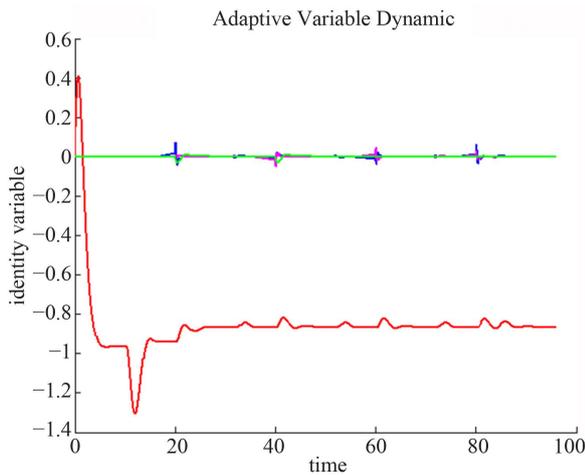


Figure 3. Adaptive variable dynamic model  
图 3. 自适应动态变量

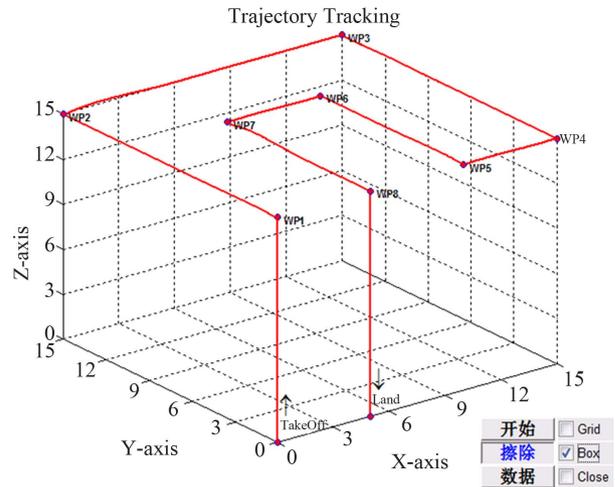


Figure 5. Trajectory of quad rotor robot  
图 5. 四旋翼机器人运动轨迹

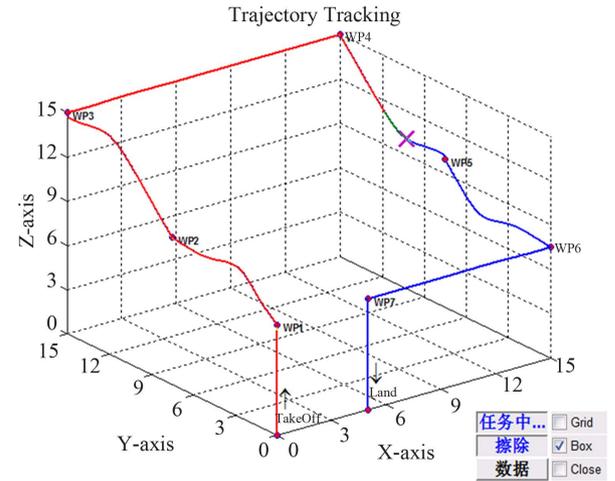


Figure 6. The trajectory of plan 2  
图 6. 计划二中运动轨迹

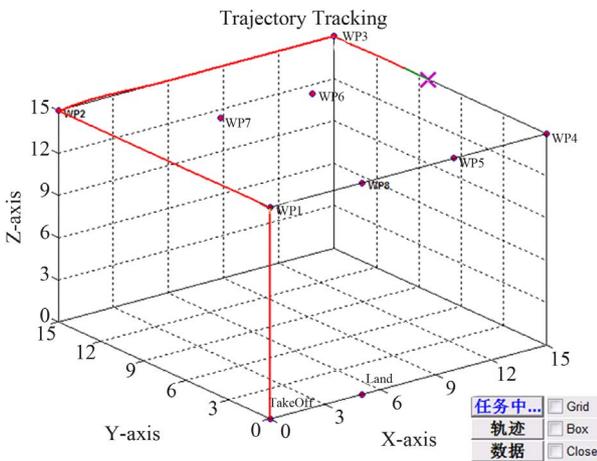


Figure 4. Quad rotor robot animation simulation  
图 4. 四旋翼机器人动画仿真

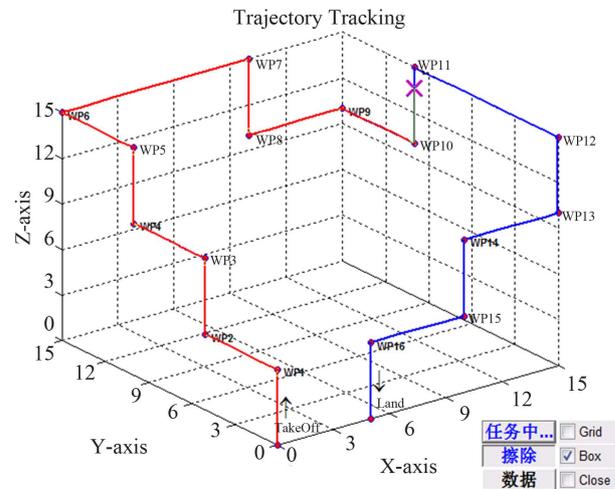


Figure 7. The trajectory of plan 3  
图 7. 计划三中运动轨迹

将自适应理论融于动态逆控制方法并设计控制律, 相比单纯动态逆控制而言能在线估计并补偿模型误差, 很大程度上加强了控制系统的鲁棒性, 实现系统渐近稳定和轨迹跟踪的目的。MATLAB 仿真结果表明了该控制理论的可行性。

## 参考文献 (References)

- [1] Lim H., Park J., Lee D. and Kim, H.J. (2012) Build Your Own Quadrotor. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, **19**, 33-45.
- [2] 苏身榜, 张有安 (2003) 动态逆方法在空空导弹控制系统设计中的应用. *海军航空工程学院学报*, **6**, 602-604.
- [3] Kim M., Kim Y. and Jun, J. (2012) Adaptive Sliding Mode Control Using Slack Variables for Affine Underactuated Systems. *51st IEEE Conference on Decision and Control*, Maui, 10-13 December 2012, 10-13.
- [4] Bouadi H., Cunha S.S., Drouin A. and Mora-Camino, F (2011) Adaptive Sliding Mode Control for Quadrotor Attitude Stabilization and Altitude Tracking. *12th IEEE international Symposium on Computational Intelligence and Informatics*, Budapest, 21-22 November 2011, 449-455.
- [5] Choi J.Y. and Chwa, D. (2006) Adaptive Control Based on a Parametric Affine Model for Tail-Controlled Missiles. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, **42**, 659-669.
- [6] Y.-J. Huang, Kuo T.-C. and Chang, S.-H. (2008) Adaptive Sliding-Mode Control for Nonlinear Systems with Uncertain Parameters. *IEEE Transactions on System, Man and Cybernetics, Part B: Cybernetics*, **38**, 534-539.
- [7] Derafa, A.B. and Fridman, L. (2012) Super Twisting Control Algorithm for the Attitude Tracking of Four Rotors UAV. *Journal of the Franklin Institute*, **349**, 685-699.
- [8] Huang M., Xian B., Diao C., Yang, K. and Feng, F. (2010) Adaptive Tracking Control of Underactuated Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles via Backstepping. *Proceedings of American Control Conference 2010*, Baltimore, 30 June-2 July 2010, 2076-2081.
- [9] Lee D., Burg T.C., Dawson D.M., Shu, D. and Xian, B. (2009) Robust Tracking Control of an Underactuated Quadrotor Aerial-Robot Based on a Parametric Uncertain Model. *SMC 2009, IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics*, 11-14 October 2009, 3187-3192.
- [10] Bialy B., Klotz J., Brink K. and Dixon, W.E. (2013) Lyapunov-Based Robust Adaptive Control of a Quadrotor UAV in the Presence of Modeling Uncertainties. *American Control Conference (ACC)*, Washington DC, 17-19 June 2013, 13-18.
- [11] Wang, L.F., He, C.K. and Zhu, P. (2014) Adaptive Sliding Mode Control for Quadrotor Aerial Robot with I Type Configuration. *International Journal of Automation and Control Engineering (IJACE)*, **3**, 20-26.
- [12] Coza, C. and Macnab, C.J.B. (2006) A New Robust Adaptive-Fuzzy Control Method Applied to Quadrotor Helicopter Stabilization. *Fuzzy Information Processing Society, NAFIPS 2006, Annual Meeting of the North American*, Montreal, 3-6 June 2006, 454-458.
- [13] Barghandan, S. and Badamchizadeh, M.A. (2013) A New Approach for Designing Robust Adaptive Fuzzy Sliding Mode Controller. *2013 21st Iranian Conference on Electrical Engineering (ICEE)*, Mashhad, 14-16 May 2013, 1-6.
- [14] Wang, L.F., He, Y.C., Zhang, Z.X. and He, C.K. (2013) Trajectory Tracking of Quadrotor Aerial Robot Using Improved Dynamic Inversion Method. *Intelligent Control and Automation*, **4**, 343-348.
- [15] 杨庆华, 宋召青 (2009) 四旋翼飞行器的建模控制与仿真. *海军工程学院学报*, **5**, 499-502.