

文章编号:1674-8190(2014)03-338-05

# 基于自抗扰理论的小型四旋翼飞行器姿态控制

张广昱,袁昌盛

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

**摘要:**针对四旋翼飞行器的强耦合性、非线性、易受外界干扰等控制难点,研究利用自抗扰控制器对四旋翼飞行器进行姿态控制的技术问题。通过牛顿-欧拉方程建立四旋翼飞行器动力学模型,将不确定性、耦合及参数扰动等干扰作为“总和干扰”,利用扩张状态观测器进行估计并动态反馈补偿,再利用非线性反馈抑制补偿残差,进行四旋翼飞行器姿态控制仿真实验。结果表明:在存在模型参数扰动和外界扰动的情况下,扩张状态观测器很好地实时估计和补偿了四旋翼飞行器的总和干扰,基于自抗扰的四旋翼飞行器姿态控制系统具有较好的动态品质、稳态精度以及较强的鲁棒性。

**关键词:**四旋翼飞行器;自抗扰控制;扩张状态观测器;非线性反馈

**中图分类号:** V249.1; TP273

**文献标识码:** A

## Attitude Control of Small Quad-rotor Based on Active Disturbance Rejection Control Theory

Zhang Guangyu, Yuan Changsheng

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** To solve the attitude control problem of small quad-rotor according to its complex coupling, non-linear and serious internal/external disturbance feature, a control scheme based on active disturbance rejection control technique is proposed. The dynamic model is established with Newton-Euler equations, and the uncertainty, coupling and parameter perturbation are considered as total disturbance. Extended state observer is used to estimate and compensate the total disturbance. The non-linear state error feedback is used to restrain the compensate error, and did simulation experiment of attitude control for small quad-rotor. The result of the simulation shows that the extended state observer of the active disturbance rejection control technique can estimate/compensate disturbance well under circumstance of parameter perturbation and disturbance. The attitude controller based on active disturbance rejection control theory shows good dynamic quality, steady-state accuracy and strong robustness.

**Key words:** quad-rotor; active disturbance rejection control; extended state observer; nonlinear feedback

## 0 引言

四旋翼飞行器是近年来比较热门的新型旋翼类飞行器,具有机械结构简单、容易操纵、成本低廉等优点。四旋翼飞行器具有强耦合、多变量、非线性等控制难点,且在空中飞行时易受到外界干扰,

这些干扰具有不确定性且持续存在。设计具有高抗扰性能,对内部和外部扰动具有鲁棒性的控制器,成为四旋翼飞行器飞行姿态控制的重要内容。

国内外对四旋翼飞行器姿态控制问题已有一些研究成果,经典控制方法尽管能满足基本要求,但在建立小扰动方程过程中忽略了各通道间耦合及内部干扰,对外部干扰敏感,因此,目前普遍采用现代控制方法,如滑模法<sup>[1]</sup>、自适应法<sup>[2]</sup>、反步法<sup>[3]</sup>、LQ<sup>[4]</sup>等。虽然多数现代控制方法的设计结果很好,但是这些方法在工程应用中具有很大不

足,因为现代控制方法一般需要精确的数学模型,而在四旋翼飞行器中由于存在各通道间的耦合、未建模动态及干扰等因素,很可能造成控制器性能降低甚至失效。

自抗扰控制方法是近年来兴起的一种实用控制技术,在空间飞行器太阳能发电稳压控制、飞机喷气发动机控制、磁悬浮系统等领域都得到了成功的应用<sup>[5]</sup>。自抗扰控制方法一方面集成了 PID 控制方法的优点,利用非线性反馈提高控制能力,另一方面通过建立扩张状态观测器对所有扰动进行实时估计和补偿,不需要直接测量扰动作用,也不需要知道扰动规律。另外,其不需要精确的数学模型,只利用误差反馈进行控制。

基于上述分析,本文把四旋翼飞行器的非线性耦合项、未建模动态及内外部干扰看作总的未知扰动,通过扩张状态观测器的估计和补偿,对四旋翼飞行器进行姿态控制。

### 1 四旋翼飞行器动力学建模

四旋翼飞行器通过改变四个螺旋桨的转速,进行六自由度运动。其动力学建模主要有两种方法:牛顿-欧拉法和拉格朗日法。本文采用牛顿-欧拉法对四旋翼飞行器进行建模。

四旋翼飞行器坐标系如图 1 所示建立。机体坐标轴系为  $O_b x_b y_b z_b$ ,地面坐标轴系为  $O_g x_g y_g z_g$ ;俯仰角、滚转角、偏航角分别  $\theta, \phi, \psi$ ;  $m$  为四旋翼飞行器的质量;四个电机的转速分别为  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ 。

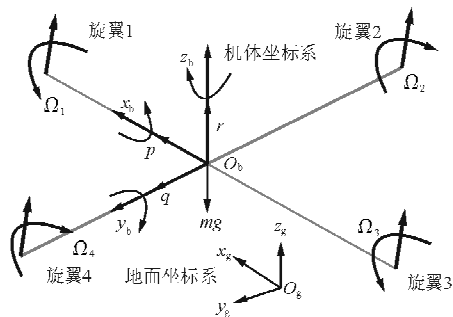


图 1 四旋翼飞行器坐标系定义

Fig. 1 Coordinate system definition of quadrotor

假设四旋翼飞行器为质量不变的刚体,则惯性矩和惯性积均为时不变的常量。四旋翼飞行器有两个对称面  $O_b x_b z_b$  和  $O_b y_b z_b$ ,因此,其关于对称

面的惯性积为 0。根据牛顿-欧拉法,得到四旋翼飞行器的动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{\phi} = [M_1 - I_R q (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \dot{\Psi} \theta (I_y - I_x)] / I_x \\ \dot{\theta} = [M_2 + I_R p (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \dot{\Psi} \phi (I_x - I_y)] / I_y \\ \dot{\Psi} = \frac{M_3 + \phi \dot{\theta} (I_x - I_y)}{I_x} \\ \ddot{x} = (\sin \theta \cos \phi \cos \Psi + \sin \Psi \sin \phi) F_{th} / m \\ \ddot{y} = (\sin \theta \cos \phi \sin \Psi - \cos \Psi \sin \phi) F_{th} / m \\ \ddot{z} = \frac{(\cos \theta \cos \phi) F_{th} - g}{m} \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $M_1, M_2, M_3$  分别为旋翼产生的绕三轴的力矩;  $I_R$  为旋翼绕电机轴的转动惯量;  $I_R q (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4), I_R p (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4)$  为旋翼的陀螺效应<sup>[6]</sup>。本文只研究小角度姿态变化,故有  $p = \dot{\phi}, q = \dot{\theta}, r = \dot{\Psi}$ ,且近似认为旋翼产生的升力与旋翼转动速度的平方成正比<sup>[7-8]</sup>。

经过测量,可得四旋翼飞行器的动力学参数包括:质量  $m = 0.385 \text{ kg}$ ,机架臂长  $l = 120 \text{ mm}$ ,  $I_x = 0.0086 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, I_y = 0.0086 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, I_z = 0.0017 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

### 2 自抗扰控制器设计

对于四旋翼飞行器这类内部耦合严重的多输入-多输出系统,应用自抗扰控制器可以对其俯仰、滚转、偏航通道使用相同的结构独立控制。以俯仰通道为例,其仿真框图如图 2 所示。

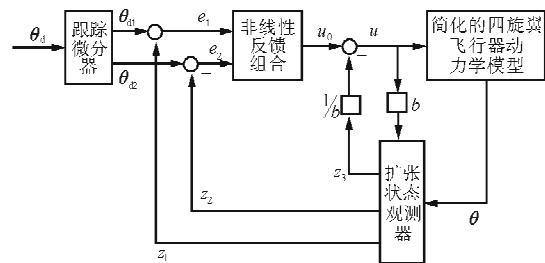


图 2 四旋翼飞行器俯仰通道仿真框图

Fig. 2 Simulation diagram of quadrotor's pitch channel

大量仿真研究表明,自抗扰控制器的设计完全可以使用“分离性原理”<sup>[9]</sup>,即分别独立地设计自抗扰控制器的跟踪微分器、扩张状态观测器、非线性

反馈三个部件,然后组合成完整的自抗扰控制器。

利用跟踪微分器安排过渡过程,对俯仰角输入  $\theta_d$ ,有两个输出  $\theta_{d1}$  和  $\theta_{d2}$ ,  $\theta_{d1}$  按跟踪微分器设定的速度和精度跟踪  $\theta_d$ ,  $\theta_{d2}$  为  $\theta_d$  的微分信号。由于四旋翼飞行器是强耦合系统,安排过渡过程可使反馈误差渐近变化不突变,并尽可能快地跟踪俯仰角输入且无超调,使控制更合理有效,具体算法为

$$\begin{cases} \dot{\theta}_{d1} = \theta_{d2} \\ \dot{\theta}_{d2} = \text{fhan}(\theta_{d1} - \theta_d, \theta_{d2}, r_0, h) \end{cases} \quad (2)$$

$$\text{fh} = \text{fhan}(\theta_{d1} - \theta, \theta_{d2}, r, h) \quad (3)$$

式中:  $\text{fhan}$  为最优控制综合函数。

参数参考值为

$$\begin{cases} d = rh^2, a_0 = h\theta_{d2}, y = \theta_{d1} + a_0 \\ a_1 = \sqrt{d(d+8|y|)} \\ a_2 = a_0 + \text{sign}(y)(a_1 - d)/2 \\ s_y = [\text{sign}(y+d) - \text{sign}(y-d)]/2 \\ a = (a_0 + y - a_2)s_y + a_2 \\ s_a = [\text{sign}(a+d) - \text{sign}(a-d)]/2 \\ \text{fhan} = -r \left[ \frac{a}{d} - \text{sign}(a) \right] s_a - r \text{sign}(a) \end{cases} \quad (4)$$

扩张状态观测器并不依赖生成扰动的具体数学模型,也不需要直接测量其作用。扩张状态观测器是一个动态过程,对于四旋翼飞行器,只需动力学模型俯仰通道的输入  $u$  和输出  $\theta$ ,将俯仰通道内部及外部所有扰动扩张成新的状态量  $z_3$ ,并予以补偿,补偿量为  $u_0 - \frac{z_3}{b}$ 。自抗扰特性是指实时估计扰动及补偿的功能。 $z_1$  跟踪  $\theta$ ,  $z_2$  提取  $\theta$  的微分信号。扩张状态观测器可以估计出除控制项以外的系统动态及干扰总和,通过反馈补偿增强对目标输入的跟踪性能和系统的鲁棒性。

扩张状态观测器算法为

$$\begin{cases} e = z_1 - \theta \\ fe = \text{fal}(e, \alpha_1, \beta_1), fe_1 = \text{fal}(e, \alpha_2, \beta_2) \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}fe + b_0u \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03}fe_1 \end{cases} \quad (5)$$

非线性误差反馈比线性反馈具有更强的对扰动的抑制能力,可以显著提高控制性能。由于函数  $\text{fhan}$  响应速度快,并具备消除高频振荡的功能,用它作为自抗扰控制器中误差的非线性组合是理想的,与四旋翼飞行器姿态控制实践的经验相

符合<sup>[10]</sup>。

非线性反馈算式为

$$\begin{cases} e_1 = \theta_{d1} - z_1 \\ e_2 = \theta_{d2} - z_2 \\ u_0 = \text{fhan}(e_1, ce_2, r, h_1) \end{cases} \quad (6)$$

参数参考值为

$$\begin{cases} \beta_{01} = \frac{1}{h}, \beta_{02} = \frac{1}{3h^2}, \beta_{03} = \frac{1}{32h^2} \\ r_0 = \frac{0.0001}{h^2} \\ r = \frac{0.5}{h^2}, c = 0.5, h_1 = 5h \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $\beta_{01}$ 、 $\beta_{02}$ 、 $\beta_{03}$ 、 $r_0$ 、 $r$ 、 $c$ 、 $h_1$  为控制器的参数,  $\beta_{01}$ 、 $\beta_{02}$ 、 $\beta_{03}$  由仿真步长决定;  $r_0$  根据过渡过程快慢的需要来决定;  $r$  为控制量增益;  $c$  为阻尼系数;  $h_1$  为精度因子; 最优控制综合函数中  $h$  为仿真步长。控制器参数可根据仿真步长计算出初始值,然后进行微调。

### 3 影响因素及仿真实验结果

#### 3.1 影响四旋翼飞行器飞行姿态的因素

悬停是四旋翼飞行器典型的飞行模式,飞行姿态受到干扰时需要在很短时间内恢复平衡。四旋翼飞行器在悬停过程中会受到许多内部和外部干扰。例如小型四旋翼飞行器质量轻、惯性小,外部干扰,特别是风,给姿态控制带来很大困难;电机和螺旋桨旋转产生的震动使机载传感器的噪声很大,是内部干扰重要的组成部分;四旋翼飞行器旋翼距离很近,各自的流场会互相干扰,影响螺旋桨的气动效率;传感器精度引起的测量误差等都是内部干扰。总之,外部干扰、建模误差、未建模动态等内部扰动,对四旋翼飞行器悬停姿态控制的影响很大。

#### 3.2 仿真实验及结果分析

根据设计的自抗扰控制器在 MATLAB 程序中进行四旋翼飞行器姿态控制仿真实验,测试控制器的性能。仿真步长均选取  $h=0.001$  s,计算出控制器参数的参考值,经过微调得到控制器参数为:  $h=0.001$  s,  $r_0=0.5$ ,  $r=500$ ,  $c=3$ ,  $h_1=0.06$ ,  $\beta_{01}=1\ 000$ ,  $\beta_{02}=30\ 000$ ,  $\beta_{03}=800\ 000$

在四旋翼飞行器试飞过程中,经常出现小幅度的抖动现象,为了测试自抗扰控制器的抗扰动能力,在俯仰、滚转、偏航三个通道各加入频率不同的

正弦干扰力矩,模拟四旋翼飞行器的模型参数摄动及外部干扰。各个通道的干扰力矩如图 3 所示。

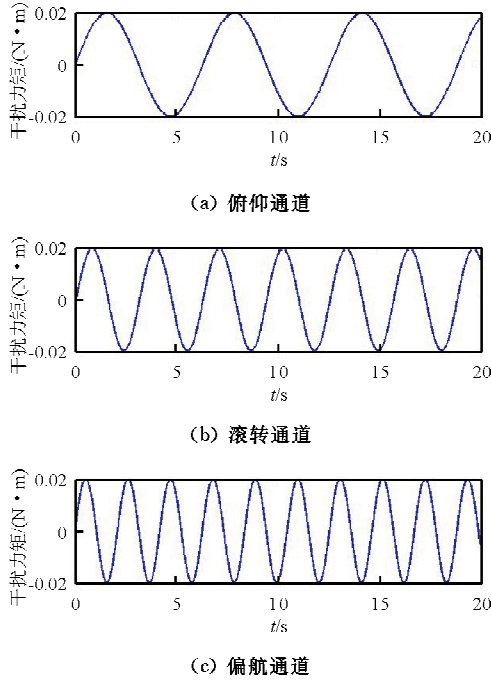


图 3 各通道的干扰力矩

Fig. 3 Disturbing torque of each channel

仿真实验模拟四旋翼飞行器在悬停时的姿态调整过程。初始的俯仰角、滚转角、偏航角分别为  $6^\circ$ 、 $8^\circ$ 、 $-5^\circ$ 。仿真指令是将俯仰、滚转、偏航姿态角恢复到  $0^\circ$ 。

俯仰通道的仿真曲线如图 4 所示,俯仰角仿真动态过程约为 1 s,由于加入了正弦干扰力矩模拟内外部干扰,俯仰角在达到指令值后稳定在平衡位置,表明自抗扰控制器很好地补偿了俯仰通道的干扰。

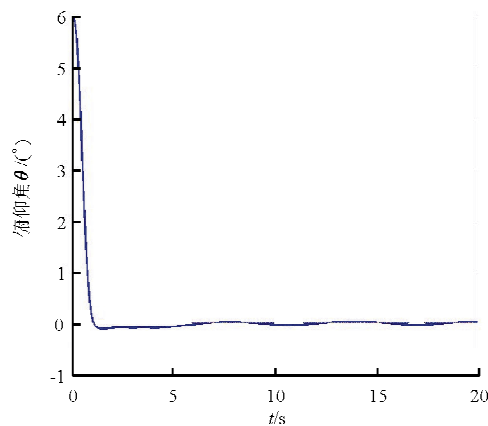


图 4 俯仰角仿真曲线

Fig. 4 Simulation curves of pitch angle

滚转通道的仿真曲线如图 5 所示,四旋翼飞行器为对称结构,所以滚转通道和俯仰通道仿真曲线基本一致。

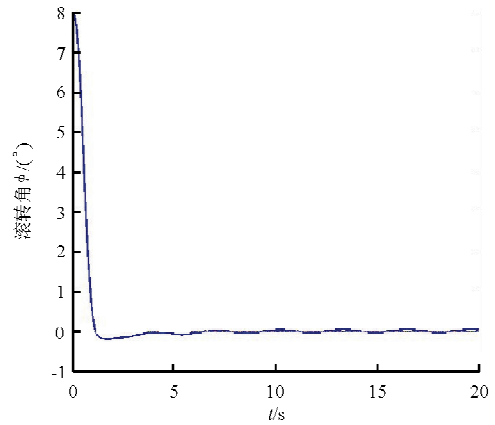


图 5 滚转角仿真曲线

Fig. 5 Simulation curves of roll angle

偏航通道仿真曲线如图 6 所示,偏航角动态过程为 1 s 左右,基本与指令值重合,姿态角的仿真结果均具有较高的稳态精度。

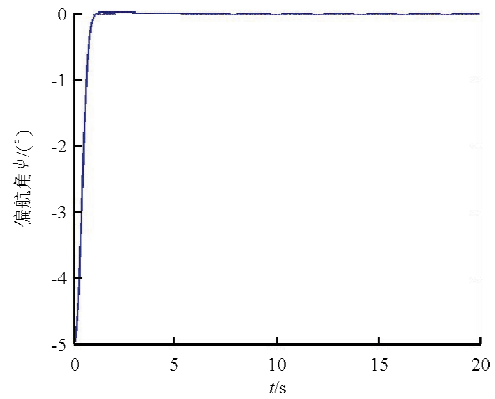
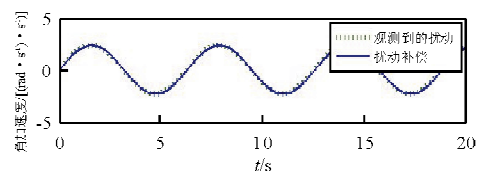


图 6 偏航角仿真曲线

Fig. 6 Simulation curves of yaw angle

扩张状态观测器观测到的扰动和做出的补偿对比曲线如图 7 所示,虚线为扩张状态观测器估计到的内部及外部扰动,即“总和扰动”;实线为扩张状态观测器给出的补偿。



(a) 俯仰通道

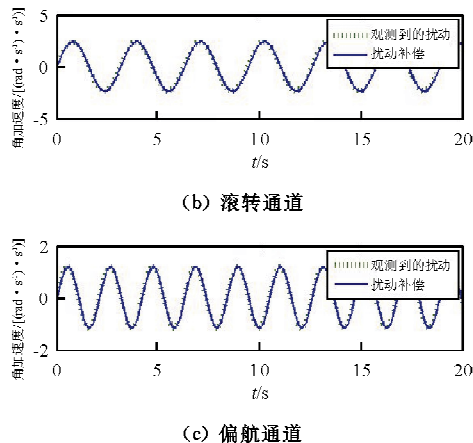


图7 “总和扰动”跟踪与补偿

Fig. 7 Total disturbances tracking and compensation

从图7可以看出,三个通道中的扰动观测量和补偿量基本重合,表明扩张状态观测器很好地跟踪并补偿了“总和扰动”。证明自抗扰控制器具有很好的鲁棒性,能够抵抗扰动对四旋翼飞行器的影响。

## 4 结论

(1) 针对四旋翼飞行器强耦合、非线性姿态动力学模型,结合自抗扰控制中的跟踪微分器、扩张状态观测器及非线性状态误差反馈律,设计了四旋翼飞行器自抗扰姿态控制器。

(2) 控制系统能够克服四旋翼飞行器强耦合、非线性、干扰严重的姿态控制问题,在获取良好的动态品质和跟踪性能的同时,具有较强的鲁棒性。

(3) 由于扩张状态观测器将未建模动态、耦合影响及外部干扰影响作为总和干扰进行估计并动态反馈补偿,再利用非线性状态误差反馈律抑制补偿残差,使得自抗扰控制器的设计无需精确的四旋翼飞行器被控模型,克服了实际中难以建立精确被控模型并获取外界干扰的困难,具有工程应用价值。

### 参考文献

- [1] 王璐,李光春,王兆龙,等. 欠驱动四旋翼无人飞行器的滑模控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2012, 33(10): 1248-1253.  
Wang Lu, Li Guangchun, Wang Zhaolong, et al. Sliding mode control of an underactuated quadrotor UAV[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2012, 33(10): 1248-1253. (in Chinese)
- [2] 李劲松,宋立博,颜国正. 基于自适应逆控制方法的小型四旋翼无人直升机姿态控制[J]. 上海交通大学学报, 2012,

46(6): 956-961.

Li Jinsong, Song Libo, Yan Guozheng. Attitude control for small unmanned four-rotor based on adaptive inverse control [J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2012, 46(6): 956-961. (in Chinese)

- [3] Madani T, Benallegue A. Backstepping control for a quadrotor helicopter[C]. Intelligent Robots and Systems, 2006 IEEE/RSJ International Conference on. 2006: 3255-3260.
- [4] Bouabdallah S, Noth A, Siegwart R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]. Intelligent Robots and Systems, 2004 IEEE/RSJ International Conference on. 2004: 2451-2456.
- [5] 韩京清. 自抗扰控制技术[J]. 前沿科学, 2007, 1(1): 24-31.  
Han Jingqing. Auto disturbances rejection control technique [J]. Frontier Science, 2007, 1(1): 24-31. (in Chinese)
- [6] Mistler V, Benallegue A, Msirdi N K. Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback[C]. Robot and Human Interactive Communication, 10th IEEE International Workshop on. 2001: 586-593.
- [7] 吴成富,刘小齐,袁旭. 四旋翼无人机建模及其PID控制律设计[J]. 电子设计工程, 2012, 20(16): 68-70.  
Wu Chengfu, Liu Xiaoqi, Yuan Xu. Modeling and PID control for a quadrotor [J]. Electronic Design Engineering, 2012, 20(16): 68-70. (in Chinese)
- [8] 王俊生,马宏绪,蔡文澜,等. 基于ADRC的小型四旋翼无人直升机控制方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(3): 31-34.  
Wang Junsheng, Ma Hongxu, Cai Wenlan, et al. Research on micro quadrotor control based on ADRC[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(3): 31-34. (in Chinese)
- [9] Peng C, Tian Y, Bai Y. ADRC trajectory tracking control based on PSO algorithm for a quad-rotor[C]. Industrial Electronics and Applications (ICIEA), 2013 8th IEEE Conference on. 2013: 800-805.
- [10] 李杰,齐晓慧,韩帅涛. 基于自抗扰技术的四旋翼姿态解耦控制方法[J]. 电光与控制, 2013, 20(3): 44-48.  
Li Jie, Qi Xiaohui, Han Shuitao. Attitude decoupling control for quadrotor aircraft based on active disturbance rejection control technique [J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(3): 44-48. (in Chinese)

### 作者简介:

张广昱(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机总体设计。

袁昌盛(1971—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器总体设计、计算机辅助设计。

(编辑:马文静)