

## 一种小型无人直升机自主起飞 控制方法

杜玉虎<sup>1</sup> 房建成<sup>1</sup> 盛蔚<sup>1</sup> 雷旭升<sup>1</sup>

**摘要** 针对小型无人直升机 (Small-scale unmanned helicopter, SUH) 起飞过程中过度依赖于地面飞行手的问题, 提出了一种基于经验知识与系统辨识的自主起飞控制方法. 首先, 通过研究专业飞行手手动操纵小型无人直升机起飞过程中高度与油门、总距能量等信息的对应关系, 分析了利用学习飞行手的操纵行为实现小型无人直升机自主起飞的可行性, 并设计了小型无人直升机自主起飞控制流程. 引入了安全高度及变增益控制以提高自主起飞过程中的飞行安全性能, 利用不完全微分控制方法抑制了微分高频噪声. 其次, 为了获取自主起飞过程中控制参数, 采用自适应遗传算法对小型无人直升机动力学模型进行了辨识, 在动力学模型的基础上进一步辨识得到了飞行控制参数. 最后, 通过在小型无人直升机平台进行的实际飞行实验, 验证了本文方法的有效性.

**关键词** 小型无人直升机, 自主起飞, 系统辨识, 自适应遗传算法

**引用格式** 杜玉虎, 房建成, 盛蔚, 雷旭升. 一种小型无人直升机自主起飞控制方法. 自动化学报, 2012, 38(8): 1385–1393

**DOI** 10.3724/SP.J.1004.2012.01385

### An Automatic Take-off Method for Small-scale Unmanned Helicopters

DU Yu-Hu<sup>1</sup> FANG Jian-Cheng<sup>1</sup> SHENG Wei<sup>1</sup>  
LEI Xu-Sheng<sup>1</sup>

**Abstract** Focusing on the problem that the take-off of a small-scale unmanned helicopter (SUH) mainly relies on the manoeuvre of the pilot on the ground, an automatic take-off method for SUHs is proposed based on the knowledge of pilot and system identification theory. First, through studying the relationships between altitudes, throttle, and collective pitch during SUH take-off manoeuvred by a professional pilot, the feasibility of realizing the take-off of SUH via studying the manoeuvre behavior of the pilot is analyzed, and the control flowchart of automatic take-off is designed. Safe altitude and variable gain control are introduced to improve flight safety of automatic take-off, incomplete differential algorithm is utilized to restrain the high frequency disturbance aroused by differential. Then, in order to acquire the flight control parameters of automatic take-off, adaptive genetic algorithm is adopted to identify the dynamics model, and flight control parameters are obtained based on the identified model. Finally, the results of flight experiment conducted upon a type of SUH show that the control algorithm proposed in this paper could realize the automatic take-off of SUH effectively.

**Key words** Small-scale unmanned helicopter (SUH), automatic takeoff, system identification, adaptive genetic algorithm

**Citation** Du Yu-Hu, Fang Jian-Cheng, Sheng Wei, Lei Xu-Sheng. An automatic take-off method for small-scale unmanned helicopters. *Acta Automatica Sinica*, 2012, 38(8): 1385–1393

小型无人直升机具有垂直起降、定点悬停、低速巡航、起飞降落所需场地小等特点, 其能够通过自身携带的各类传感器执行侦查监视、情报收集、国土勘测、抢险救灾等任务, 在军事与民用领域得到了广泛研究与应用<sup>[1–2]</sup>.

起飞与降落过程是航空飞行器飞行事故的多发阶段<sup>[3–4]</sup>. 多数无人直升机在执行任务过程中要求配备具有熟练操作技能的地面飞行手, 否则无法进行飞行, 这增加了人力成本, 而且依靠人来进行操纵无人直升机飞行有许多不安全因素, 使得飞行安全不能得到保障, 因此研究安全可靠的自主起飞控制方法, 代替地面人员实现无人直升机自主起飞具有重要意义. 目前研究小型无人直升机自主起飞成果比较少. 文献 [5] 针对四桨叶直升机采用双回路控制方法, 内回路采用  $H_\infty$  算法控制直升机姿态与高度, 外回路控制水平位置, 并设定了一个安全起飞高度, 在安全起飞高度以下只进行高度控制, 安全高度以上才进行姿态与位置控制, 并对起飞过程进行了仿真. 文献 [6] 采用滑模控制方法对小型无人直升机闭环回路全部极点进行配置, 仿真结果表明该方法能够实现自主起飞, 具有良好的跟踪性能及鲁棒性能. 文献 [7–8] 以无线红外摄像头为主要传感器, 从外部图像中提取目标信息, 确定微小型四旋翼直升机位置, 采用以 PID 为主的姿态与航向控制器, 实现了微小型四旋翼直升机在移动载体上的自主起飞、悬停、巡航与降落, 然而红外摄像头在使用过程中存在作用距离近、受外界环境影响大的不足. 上述自主起飞方法或是只进行了仿真验证, 或是存在易受干扰的不足, 本文针对小型无人直升机自主起飞过程, 试图设计一种易于实现且较为通用的方法. 基于经验知识的方法利用人类已有的知识和解决问题的经验方法来处理相关领域问题, 已得到广泛的应用<sup>[9–10]</sup>. 本文通过分析专业飞行手手动操纵小型无人直升机起飞过程, 学习飞行手的经验知识, 设计了自主起飞控制流程, 并利用自适应遗传算法辨识得到了小型无人直升机模型及对应控制参数, 实际飞行实验验证了本文方法的有效性.

## 1 小型无人直升机动力学模型

为了便于分析小型无人直升机 (以下简称直升机) 运动学和动力学方程, 作如下假定: 1) 直升机为一刚体; 2) 直升机是左右对称的; 3) 直升机本身质量及质量分布是不变的. 直升机在空中的飞行运动, 可分为沿机体轴的线运动和绕机体轴的角运动, 其在机体坐标系下受力分析如图 1 所示.

图 1 中  $O$  为直升机重心,  $u, v, w$  分别为沿机体轴  $OX_B, OY_B, OZ_B$  的线速度,  $p, q, r$  分别为绕机体轴的角速度,  $\sum X, \sum Y, \sum Z$  为作用于相应机体轴的合力,  $\sum L, \sum M, \sum N$  为绕机体轴转动的力矩之和,  $\phi, \theta, \psi$  分别为直升机横滚角、俯仰角和偏航角.

根据牛顿力学定律可建立以下直升机运动方程组.  
线运动方程组:

本文责任编辑 周军

Recommended by Associate Editor ZHOU Jun

1. 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院惯性技术重点实验室, 新型惯性仪表与导航系统技术国防重点学科实验室 北京 100191

1. Science and Technology on Inertial Laboratory, Fundamental Science on Novel Inertial Instrument, Navigation System Technology Laboratory, School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191

收稿日期 2011-07-11 录用日期 2012-03-23  
Manuscript received July 11, 2011; accepted March 23, 2012  
国家重点基础研究发展计划 (973 计划) (2009CB72400102), 国家自然科学基金 (60736025, 60905056), 国家杰出青年科学基金 (60825305) 资助  
Supported by National Basic Research Program of China (973 Program) (2009CB72400102), National Natural Science Foundation of China (60736025, 60905056), and National Science Foundation for Distinguished Young Scholars of China (60825305)

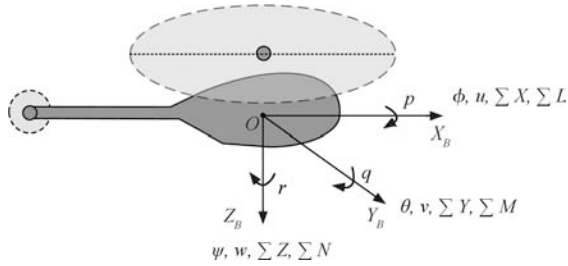


图1 直升机在机体坐标系下受力分析

Fig. 1 Forces and moments acting on helicopter in body-fixed reference frame

$$\begin{cases} \dot{u} = -wq + vr + \frac{\sum X}{m} \\ \dot{v} = -wq + vr + \frac{\sum X}{m} \\ \dot{w} = -wq + vr + \frac{\sum X}{m} \end{cases} \quad (1)$$

式(1)中,  $m$  为直升机质量。  
角运动方程组:

$$\begin{cases} \dot{p} = -qr \frac{I_x - I_y}{I_x} + \frac{\sum L}{I_x} \\ \dot{q} = -rp \frac{I_x - I_z}{I_y} + \frac{\sum M}{I_y} \\ \dot{r} = -pq \frac{I_y - I_x}{I_z} + \frac{\sum N}{I_z} \end{cases} \quad (2)$$

式(2)中,  $I_x, I_y, I_z$  为直升机对  $OX_B, OY_B, OZ_B$  轴的转动惯量。

姿态角速度与机体角速度之间的关系:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (r \cos \phi + q \sin \phi) \end{cases} \quad (3)$$

根据式(1)~(3), 考虑旋翼的挥舞运动, 可以得到姿态角速度到周期变距的传递函数<sup>[11-12]</sup>:

$$\begin{cases} \frac{p}{\delta_{lat}} = \frac{L_a A_{lat}}{\tau_f} \frac{1}{s^2 + \left(\frac{1}{\tau_f}\right)s + L_a} \\ \frac{q}{\delta_{lon}} = \frac{L_b A_{lon}}{\tau_f} \frac{1}{s^2 + \left(\frac{1}{\tau_f}\right)s + L_b} \\ \frac{r}{\delta_{ped}} = \frac{N_{ped}}{s - N_r} \end{cases} \quad (4)$$

式(4)中,  $\delta_{lat}, \delta_{lon}, \delta_{ped}$  分别为横向周期变距、纵向周期变距、航向周期变距,  $L_a, L_b$  分别为旋翼挥舞引起的横向导数、纵向导数,  $A_{lat}, A_{lon}$  为横向周期、纵向周期输入到主旋翼周期挥舞角的增益,  $\tau_f$  为主旋翼时间常数。

执行机构所用舵机可以等效为一个惯性环节, 即:

$$\frac{\delta}{u} = \frac{1}{1 + T_\delta s} \quad (5)$$

式(5)中,  $u$  为舵机控制输入,  $\delta$  为舵机输出,  $T_\delta$  为舵机时间常数。

由式(4)和式(5)可得姿态角速度与舵机输入之间的关系:

$$\begin{cases} \frac{p}{u_{lat}} = \frac{L_a A_{lat}}{\tau_f} \times \frac{1}{s^2 + \left(\frac{1}{\tau_f}\right)s + L_a} \times \frac{1}{1 + T_\delta s} \\ \frac{q}{u_{lon}} = \frac{L_b A_{lon}}{\tau_f} \times \frac{1}{s^2 + \left(\frac{1}{\tau_f}\right)s + L_b} \times \frac{1}{1 + T_\delta s} \\ \frac{r}{u_{ped}} = \frac{N_{ped}}{s - N_r} \times \frac{1}{1 + T_\delta s} \end{cases} \quad (6)$$

式(6)中,  $u_{lat}, u_{lon}$  和  $u_{ped}$  分别是副翼舵机、俯仰舵机和方向舵机的输入。由式(6)知, 可以建立小型无人直升机分通道解耦模型, 这为控制律的设计提供了依据, 同时表明了传统的控制算法, 如PID算法, 在小型无人直升机上应用的可行性, 本文的飞行实验结果证明了这一点。

## 2 自主起飞控制方法设计

### 2.1 手动驾驶起飞过程分析

为了更有效地设计自主起飞控制方法, 首先让一名专业的飞行手操纵直升机起飞, 记录下起飞过程中的相关数据, 分析飞行手手驾起飞过程。在发动机点火以后, 起飞过程中油门、总距舵量与飞行高度的对应关系如图2和图3所示。

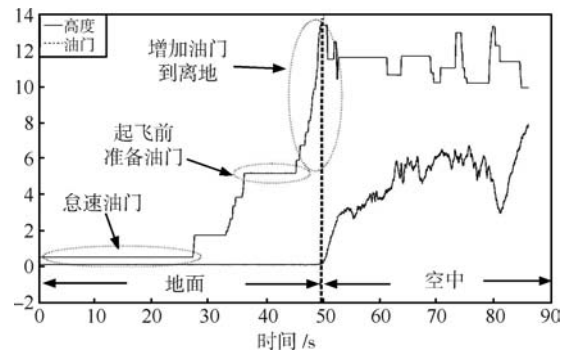


图2 手驾起飞过程中油门与高度的对应关系

Fig. 2 Relationship between the throttle and altitude during manual take-off

从图2和图3中可以看出, 在直升机起飞过程中油门、总距的舵量变化是分阶段的:

- 1) 飞行手首先将油门放置在怠速油门位置, 此时油门量仅能维持发动机的运转, 直升机桨叶不转动。
- 2) 随后飞行手增加油门、总距舵量, 将油门推至起飞前的准备油门位置, 此时桨叶转速增加至准备起飞状态, 但直升机尚未离开地面。在此阶段要注意的是确保直升机转速要超过谐振转速, 即要避免由于桨叶挥舞引起整个机体的谐振。
- 3) 待桨叶转速稳定后, 飞行手快速增加油门、总距, 同时操纵横滚、俯仰及方向舵以保持机体的平衡, 在增加油门过程中桨叶转速及直升机升力也随之增加, 直升机离开地面。

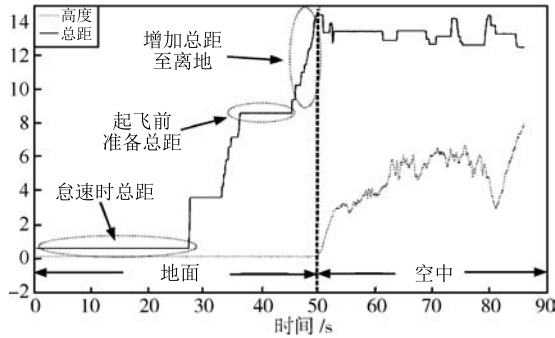


图3 手驾起飞过程中总距与高度的对应关系

Fig.3 Relationship between the collective pitch and altitude during manual take-off

4) 最后, 直升机离开地面升至 6 m 左右位置, 起飞过程结束.

在设计自主起飞控制方法时, 可以学习飞行手的操纵行为, 分阶段实施. 同时, 在直升机起飞过程中, 我们经过测量发现, 由于发动机运转及桨叶旋转, 带来了直升机本体姿态的波动, 在手驾起飞过程中, 直升机姿态变化如图 4 所示.

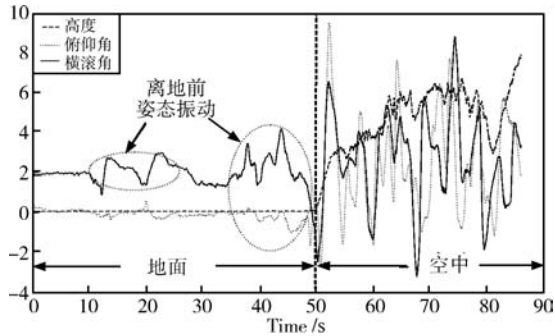


图4 手驾起飞过程中直升机姿态变化

Fig.4 Attitudes during manual take-off

从图 4 中可以看出, 在离开地面以前, 虽然直升机位置未发生变化, 但是由于发动机运转及桨叶旋转产生的振动, 直升机姿态测量值发生了改变, 有大约 5° 的波动, 这是在设计控制系统时需要注意的地方.

### 2.2 自主起飞控制方法

在第 2 节中, 通过分析专业飞行手手驾起飞过程, 可以看出无人直升机的起飞过程是可以分成数个阶段实现. 本文设计的自主起飞控制流程如图 5 所示, 根据控制流程图, 直升机自主起飞过程可以分为以下五个步骤完成:

**步骤 1.** 地面点火后启动自主起飞控制程序, 首先将直升机油门及总距放置在怠速位置, 此时发动机仅能维持自身运转, 桨叶不旋转.

**步骤 2.** 经过  $T_1$  时间后, 控制器增加油门及总距至准备起飞前状态值并维持时间  $T_2$ , 此时桨叶开始旋转. 通过图 4 我们发现, 在起飞过程中虽然直升机实际位置未发生变化, 但由于发动机及桨叶旋转产生的振动, 直升机姿态测量值有大约 5° 的波动, 这会给直升机控制带来干扰, 如果此时给直升机输出一个强的控制很可能造成直升机的侧翻. 为了避免由于姿态波动带来的危险, 在此阶段对直升机不进行控制.

**步骤 3.** 当起飞前状态维持时间后, 进入增加油门及总距使直升机离地阶段, 随着油门的增加桨叶转速增加, 进而使旋翼升力增加, 当旋翼升力增加到抵消直升机自身重力的作用时, 直升机便离开地面, 进入上升过程.

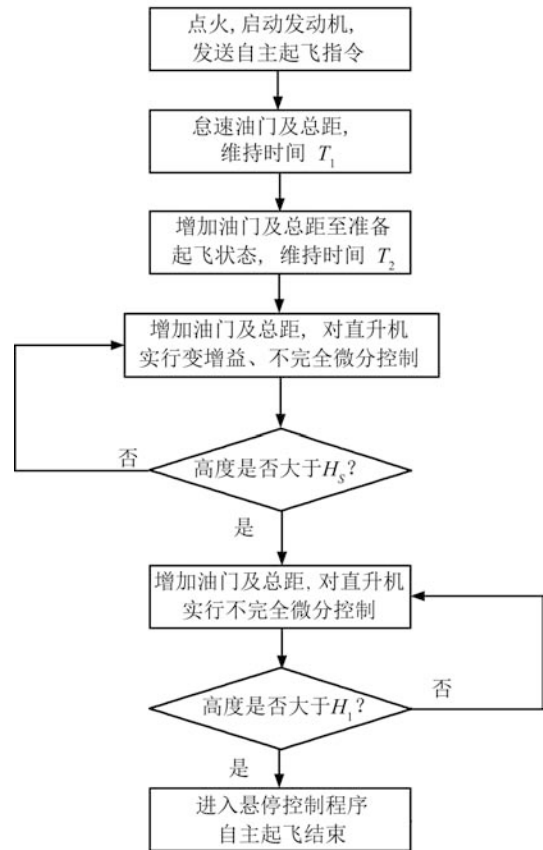


图5 自主起飞控制流程图

Fig.5 Control flowchart of automatic take-off

在直升机上升过程中, 为了保证飞行的安全, 在直升机上升过程中设置一个安全高度  $H_s$ . 安全高度的设置与直升机的结构及重量有关, 本文设置的安全高度值选取略大于主旋翼直径. 当飞行高度小于安全高度值时, 由于此时高度较低, 基于飞行安全考虑, 对小型无人直升机采用与高度相关的变增益控制. 当飞行高度  $h$  低于安全高度值  $H_s$  时直升机水平方位控制回路如图 6 所示.

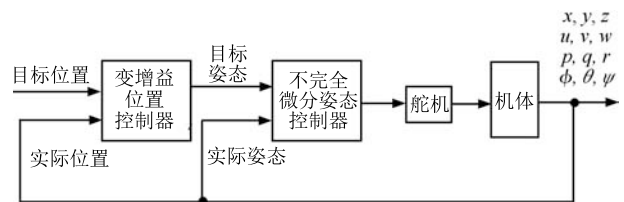


图6 水平方位控制回路

Fig.6 Horizontal orientation control loop

图 6 中水平方位控制回路由内外回路组成, 其中外回路采用变增益水平位置控制器<sup>[13]</sup>, 内回路为不完全微分姿态控

制器. 外回路变增益水平位置控制律如式 (7) 所示.

$$u_l(k) = p_1 \cdot k_p^l + p_1 \cdot k_i^l \sum_{j=0}^k error_l(j) + p_1 \cdot k_d^l \frac{error_l(k) - error_l(k-1)}{T_s} \quad (7)$$

式 (7) 中,  $error_l(k)$  为实际位置与目标位置之间误差,  $k_p^l, k_i^l, k_d^l$  分别为位置控制比例、积分、微分系数,  $T_s$  为系统采样时间,  $p_1$  为与高度相关的增益系数.  $p_1$  表达式如式 (8) 所示.

$$p_1 = \begin{cases} 0, & 0 < h \leq \alpha H_s \\ \frac{h}{H_s}, & \alpha H_s < h \leq H_s \end{cases} \quad (8)$$

式 (8) 中,  $h$  为当前飞行高度,  $H_s$  为设置的安全高度, 这里将  $H_s$  设置为 1.5 倍主桨叶直径,  $\alpha$  为设定的常值, 且  $0 < \alpha \leq 1$ .

姿态通道采用 PD 控制, 为了克服由于微分信号带来的高频噪声, 引入不完全微分控制器, 即在微分环节上加入低通滤波器:

$$G_q(s) = \frac{1}{1 + T_q s} \quad (9)$$

式 (9) 中  $T_q$  为滤波器时间常数.

不完全微分控制器结构图如图 7 所示.

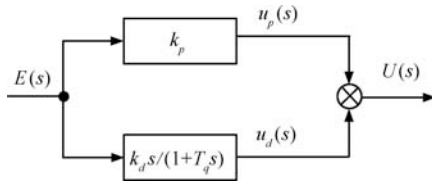


图 7 不完全微分控制结构图  
Fig. 7 Structure of incomplete differential control

图 7 中控制输出  $U_s$  的表达式为

$$U(s) = u_p(s) + u_d(s) = \left[ \frac{k_p + k_d s}{1 + T_q s} \right] E_s \quad (10)$$

经过离散化, 式 (10) 变为

$$u(d) = u_p(k) + u_d(k) \quad (11)$$

式 (11) 中

$$u_p(k) = K_p error(k)$$

$$u_d(k) = K_d \frac{error(k) - error(k-1)}{T_s + T_q} + \frac{u_d(k-1)T_q}{T_s + T_q}$$

其中,  $error(k)$  为实际值与目标值之间的误差. 根据直升机特性, 设置  $T_q = 0.016$  s. 由式 (11) 得图 7 中姿态不完全微分控制律如式 (12) 所示.

$$u_a(k) = u_p^a(k) + u_d^a(k) \quad (12)$$

式 (12) 中

$$u_p^a(k) = K_p^a error_a(k)$$

$$u_d^a(k) = K_d^a \frac{error_a(k) - error_a(k-1)}{T_s + T_q} + \frac{u_d^a(k-1)T_q}{T_s + T_q}$$

其中,  $error_a(k)$  为实际姿态与目标姿态之间误差,  $K_p^a, K_d^a$  分别为姿态控制比例、微分系数.

步骤 4. 当无人直升机飞行高度  $h$  大于安全高度值  $H_s$  时, 水平方位控制回路如图 8 所示.

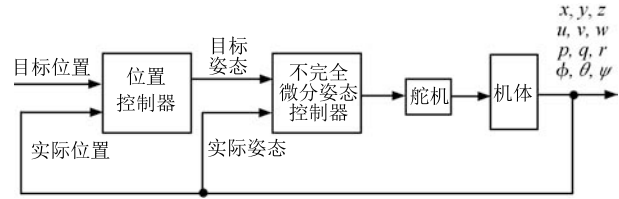


图 8 水平方位控制回路  
Fig. 8 Horizontal orientation control loop

水平方位仍采用内外回路控制, 外回路为位置控制, 控制律如式 (13) 所示.

$$u_l(k) = k_p^l + k_i^l \sum_{j=0}^k error_l(j) + k_d^l \frac{error_l(k) - error_l(k-1)}{T_s} \quad (13)$$

内回路为姿态控制, 采用不完全微分控制, 控制律同式 (12).

步骤 5. 当直升机高度  $h$  大于  $H_1$  时, 进入自主悬停模式, 这里  $H_1$  可以设置为 3.5 倍主旋翼直径. 此后直升机悬停在预先设定的高度  $H_T$ , 自主起飞过程结束.

### 3 小型无人直升机动力学模型

遗传算法是模拟生物在自然界中遗传和进化过程而形成的一种全局并行搜索算法, 在参数辨识领域得到了广泛应用<sup>[14-15]</sup>. 针对前述无人直升机动力学模型以及自主起飞控制中未知控制参数, 本文首先采用自适应遗传算法辨识直升机动力学模型<sup>[16]</sup>, 在得到模型的基础上, 再利用自适应遗传算法对控制参数进行辨识.

如图 9 所示, 本文采用的自适应遗传算法主要由以下几个部分组成:

#### 1) 选择

选择是根据适者生存、劣者淘汰的原则, 从一个旧种群中选择生命力强的个体产生新种群的过程, 本文中采用轮盘赌选择法, 适应度越高的个体被选择的概率越大.

#### 2) 自适应交叉

为了提高算法搜索效率及防治算法的早熟, 本文采用如下自适应交叉概率计算公式:

$$P_c = \begin{cases} P_{c1} - \frac{(P_{c1} - P_{c2})(f' - f_{avg})}{f_{max} - f_{avg}}, & f' \geq f_{avg} \\ P_{c1}, & f' < f_{avg} \end{cases} \quad (14)$$

式 (14) 中,  $P_{c1}, P_{c2}$  为设定常值,  $f_{max}, f_{avg}$  分别是每代群体中最大适应度值和平均适应度值,  $f'$  是两个适应度值中的较大值.

#### 3) 自适应变异

变异运算是对其个体的基因值按一定的概率进行改变, 是产生新个体的一种操作方法, 为保证抗体进化与多样性, 本文中抗体的变异概率:

$$P_m = \begin{cases} P_{m1} - \frac{(P_{m1} - P_{m2})(f_{\max} - f)}{f_{\max} - f_{\text{avg}}}, & f \geq f_{\text{avg}} \\ P_{m1}, & f < f_{\text{avg}} \end{cases} \quad (15)$$

式 (15) 中,  $P_{m1}, P_{m2}$  为设定常值,  $f$  为当前个体的适应度值.

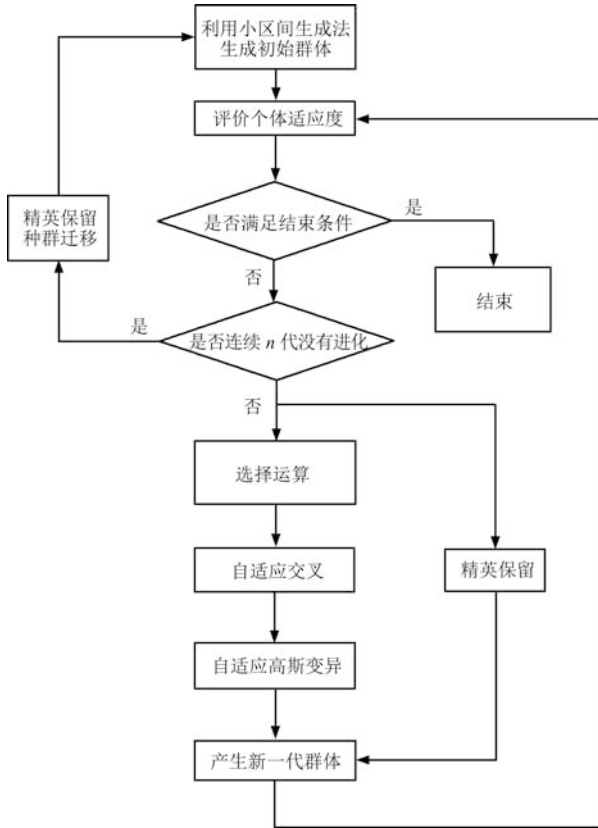


图 9 自适应遗传算法流程图

Fig.9 Flow chart of adaptive genetic algorithm

4) 适应度函数

适应度函数是评价个体优劣的标准, 本文自适应遗传算法采用的适应度函数  $F$  的形式为

$$F = \frac{1}{1 + J} \quad (16)$$

式 (16) 中  $J$  为目标函数, 在辨识模型参数与控制参数时采用不同的目标函数. 在辨识式 (6) 中直升机模型参数时, 采用的是误差型目标函数

$$J = \sum_{i=1}^N \frac{\|y_i - y_{im}\|}{y_i - \bar{y}} \quad (17)$$

式 (17) 中,  $y_i, y_{im}$  分别为实际飞行数据和模型辨识数据,  $N$  为采样数,  $\bar{y}$  为实际飞行数据平均值, 误差越小的个体适应度值越大.

在辨识式 (12) 控制参数时, 为获取满意的动态特性, 并尽量防止超调, 采用误差绝对值和误差变化率的加权作为式 (16) 中的目标函数  $J$ , 并将目标函数设定为

$$J = \begin{cases} \int c_1 |errorA| dt + c_2 T_r, & errorA \geq 0 \\ \int c_1 |errorA| dt + c_2 T_r + c_3 |errorA|, & errorA < 0 \end{cases} \quad (18)$$

式 (18) 中,  $errorA$  为姿态跟踪误差,  $T_r$  为上升时间,  $c_1, c_2$  为加权系数,  $c_3$  为超调惩罚因子, 如果产生超调, 将超调量作为最优指标的一项.

为了保证算法的收敛性同时提高算法的执行效率, 本文采用了精英保留和群体迁移策略. 当满足结束条件时, 便得到了模型参数或控制参数, 具体辨识结果将在下一节中介绍.

4 飞行实验研究

设计完成自主起飞方法后, 需要进行实际飞行实验, 以验证方法的有效性.

4.1 实验设备

为了验证方法的有效性, 本文首先以使用较为广泛的航模直升机 RAPTOR 90 为实验平台, 并根据实验需要对其进行了改装. RAPTOR 90 是一款针对 F-3D 飞行设计的航模直升机, 其具有较强的机动性, 适合于做特技机动飞行, 改装后的 RAPTOR 90 直升机如图 10 所示.



图 10 RAPTOR 90 小型无人直升机

Fig.10 Small-scale unmanned helicopter RAPTOR 90

经过改装后的 RAPTOR 90 相关参数如表 1 所示.

表 1 RAPTOR 90 参数  
Table 1 Parameters of RAPTOR 90

相关参数	数值
机身长度 (m)	1.41
机身高度 (m)	0.73
机身宽度 (m)	0.46
主旋翼直径 (m)	1.61
有效载荷 (kg)	3

根据飞行实验的需要, 采用低成本惯性/卫星/地磁组合导航技术<sup>[17-19]</sup>, 自行研制了微小型导航、制导与控制系统 (Micro navigation guidance and control system, MGNC), 并将其安装在小型无人直升机上, 如图 11 所示.

MGNC 用于在参数辨识中采集飞行手操纵舵量与实际飞行数据, 在自主起飞过程中 MGNC 按照控制算法生成控制量对小型无人直升机实施控制.

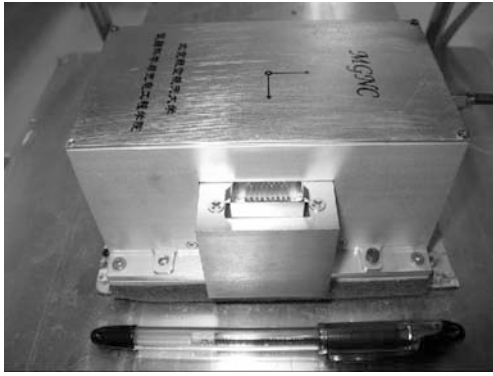


图 11 MGNC 系统实物  
Fig. 11 MGNC system

4.2 直升机模型与控制参数辨识实验

辨识数据的采集通过飞行手手动操纵直升机完成, 飞行手利用遥控器分别对直升机横向、纵向、航向通道分别施加相应激励, MGNC 记录下飞行手操纵量和直升机的状态量. 本文数据采样频率为 50 Hz, 对采集到原始飞行数据进行预处理, 经过去除野值, 低通滤波操作得到待辨识的实验数据.

下面以式 (12) 中纵向通道为例, 介绍模型及控制参数的辨识过程. 在外场进行辨识飞行实验, 采集到的舵机输入量与俯仰角速度输出如图 12 所示.

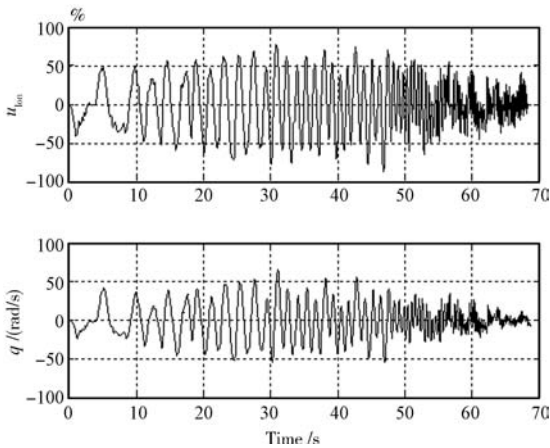


图 12 纵向通道的输入与输出  
Fig. 12 The input and output of longitudinal channel

由于采集到的数据是离散的, 为了进行参数辨识, 采用双线性变换方法, 将式 (6) 转换为离散形式. 根据采集到的实验数据, 利用自适应遗传算法, 辨识得到俯仰通道离散模型:

$$\frac{q(z)}{u_{lon}(z)} = \frac{-0.9369z^3 + 2.8501z^2 - 2.2889z + 0.669}{z^3 + 2.2055z^2 - 1.6502z + 0.4191} \quad (19)$$

为了验证模型辨识效果, 将模型辨识数据与实际飞行数据进行对比, 如图 13 所示.

由图 13 可见模型辨识数据与实际飞行数据吻合很好, 为了定量分析, 采用式 (20) 中匹配度计算公式

$$R = 1 - \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^N (y_i - y_{im})^2}}{\sqrt{\sum_{i=1}^N (y_i - \bar{y})^2}} \quad (20)$$

得到匹配度为  $R = 0.8825$ , 可见辨识得到的模型与实际飞行数据匹配度较高, 可以利用本模型进行纵向通道控制器参数设计.

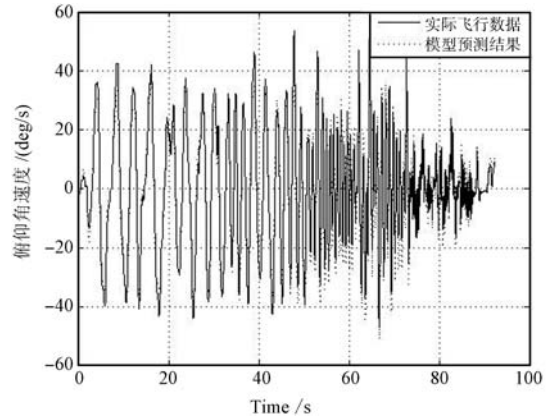


图 13 模型辨识数据与实际飞行数据对比  
Fig. 13 Comparison of the model identification data and the actual flight test data

进一步利用自适应遗传算法对式 (12) 中纵向通道控制参数进行辨识, 按照式 (18) 中目标函数, 经过寻优计算得到控制参数为  $k_p = 0.51, k_d = 0.03$ .

结合式 (19) 中模型, 对控制参数进行仿真验证, 其阶跃响应如图 14 所示. 从图中可以看出辨识得到的控制参数具有较好的控制效果.

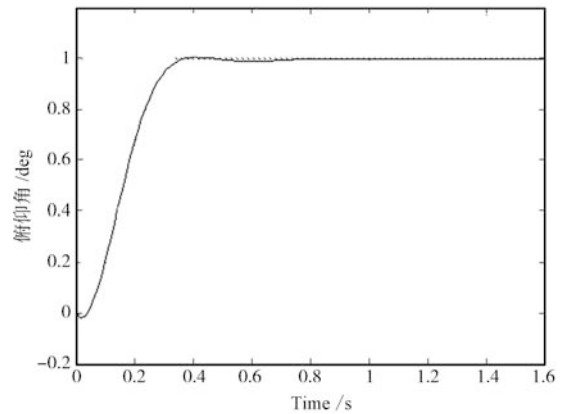


图 14 纵向通道阶跃响应控制效果  
Fig. 14 Step response control result of longitudinal channel

经过同样方法得到式 (12) 中横向与航向通道的模型与控制参数如式 (21) 及表 2 中所示.

$$\begin{cases} \frac{p(z)}{u_{lat}(z)} = \frac{-0.5515z^2 - 1.7588z - 0.6269}{z^2 - 1.3782z - 0.3806} \\ \frac{r(z)}{u_{ped}(z)} = \frac{-0.318z^3 + 2.0531z^2 - 1.2251z + 0.2553}{z^2 - 1.6759z + 0.7021} \end{cases} \quad (21)$$

表2 横向及航向通道控制参数  
Table 2 Control parameters of lateral and yaw channel

	$k_p$	$k_d$
横向通道	0.81	0.09
航向通道	0.31	0.05

4.3 自主起飞飞行实验

根据本文设计的自主起降控制方法及辨识得到的控制参数, 利用实验室自主研制的微小型导航、制导与控制系统, 在外场进行自主起飞实验. 设定直升机自主起飞起始点位置坐标为 (0, -6, 0), 目标悬停点位置设定为 (0, 1, 10), RAPTOR 90 在自主起飞过程中轨迹、姿态、速度如图 15 ~ 图 17 所示.

从图 15~图 17 中可以看出, 采用本文方法, RAPTOR 90 直升机能够完成自主起飞过程并悬停在目标点附近, 位置误差小于 1.5 m. 在起飞过程中存在姿态角较大的情况, 这是今后需要改进的地方.

5 结论

本文以实现小型无人直升机自主起飞为目的展开了研究, 通过研究专业飞行手手动操纵直升机起飞过程, 学习飞行手的经验知识, 设计了自主起飞控制流程. 在自主起飞过程

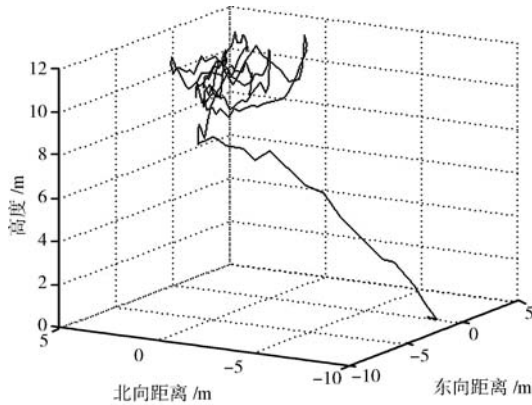


图 15 自主起飞三维轨迹

Fig. 15 3D trajectory of automatic take-off

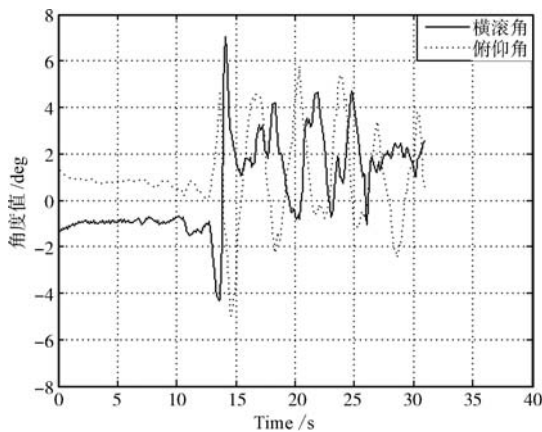


图 16 自主起飞姿态

Fig. 16 Attitudes during automatic take-off

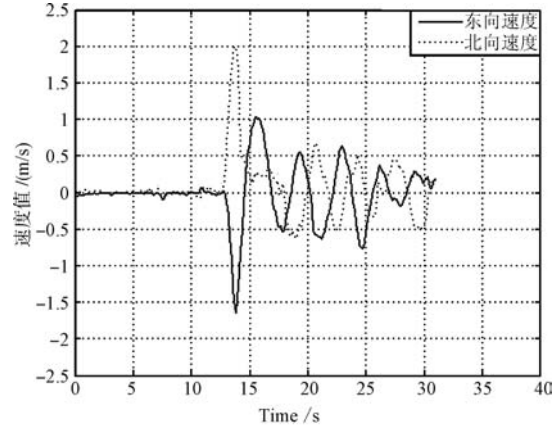


图 17 自主起飞速度

Fig. 17 Velocities during automatic take-off

中, 通过引入安全高度进行区别控制, 当直升机飞行高度在安全高度以下时, 采用与高度相关的变增益控制提高了飞行的安全性. 利用不完全微分控制有效抑制了由于引入微分带来的高频噪声. 采用自适应遗传算法对动力学模型参数及其相应控制参数进行了辨识. 针对自主起飞飞行实验的需要研制了微小型导航、制导与控制系统. 最后, 在小型无人直升机上进行了多次飞行实验, 结果表明本文所设计的自主起飞方法能够有效实现小型无人直升机自主起飞, 同时保证了飞行安全.

本文对研究小型无人机自主起飞及降落具有有益的参考价值, 下一步工作是改进自主起飞方法, 同时借鉴本文方法进行小型无人直升机自主降落方法设计及实验.

References

- Song Da-Lei, Qi Jun-Tong, Han Jian-Da, Wang Yue-Chao. Model identification and active modeling control for rotor fly-robot: theory and experiment. *Acta Automatica Sinica*, 2011, **37**(4): 480-495 (宋大雷, 齐俊桐, 韩建达, 王越超. 旋翼飞行器机器人系统建模与主动模型控制理论与实验研究. *自动化学报*, 2011, **37**(4): 480-495)
- Zheng B, Zhong Y S. Robust attitude regulation of a 3-DOF helicopter benchmark: theory and experiments. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2011, **58**(2): 660-670
- Attar M, Wahnon E, Chaimovitz D. Advanced flight control technologies for UAVs. In: Proceedings of 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Systems, Technologies, and Operations-Aerospac. San Diego, USA: AIAA, 2003. 1-9
- Bšković J D, Redding J. An autonomous carrier landing system for unmanned aerial vehicles. In: Proceedings of Guidance, Navigation and Control Conference. Chicago: AIAA, 2009. 1-17
- Suresh S, Kashyab P, Nabi M. Automatic take-off control system for helicopter — an  $H_\infty$  approach. In: Proceedings of the 11th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision. Singapore: IEEE, 2010. 2404-2408
- Huang Y J, Kuo T C, Way H K. Robust vertical takeoff and landing aircraft control via integral sliding mode. *IEE Proceedings-Control Theory and Applications*, 2003, **150**(4): 383-388
- Wenzel K E, Zell A. Automatic take off, hovering and landing control for miniature helicopters with low-cost onboard

- hardware. In: Proceedings of the 2009 Autonomie Mobile System. Karlsruhe, Germany: IEEE, 2009. 73–80
- 8 Wenzel K E, Masselli A, Zell A. Automatic take off, tracking and landing of a miniature UAV on a moving carrier vehicle. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2011, **61**(1–4): 221–238
- 9 Kabassi K, Virvou M. A knowledge-based software life-cycle framework for the incorporation of multicriteria analysis in intelligent user interfaces. *IEEE Transactions on Knowledge and Data Engineering*, 2006, **18**(9): 1265–1277
- 10 Dong Q W, Zhou S G. Novel nonlinear knowledge-based mean force potentials based on machine learning. *IEEE/ACM Transactions on Computational Biology and Bioinformatics*, 2011, **8**(2): 476–486
- 11 Mettler B. *Identification Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*. Norwell, Massachusetts: Kluwer Academic Publishers, 2003. 55–60
- 12 Mettler B F. Modeling Small-scale Unmanned Rotorcraft for Advanced Flight Control Design [Ph.D. dissertation], Carnegie Mellon University, Pittsburgh, 2001
- 13 Tao Ye, Fang Jian-Cheng, Sheng Wei. Design and realization of piecewise PID controller with deadzone for micro UAV. *Acta Automatica Sinica*, 2008, **34**(6): 716–721  
(陶冶, 房建成, 盛蔚. 一种微小型无人机带死区变增益 PID 自适应控制器的设计与实现. 自动化学报, 2008, **34**(6): 716–721)
- 14 Tsai C W, Lin C L, Huang C H. Microbrushless DC motor control design based on real-coded structural genetic algorithm. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2011, **16**(1): 151–159
- 15 Tsai C C, Huang H C, Chan C K. Parallel elite genetic algorithm and its application to global path planning for autonomous robot navigation. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2011, **58**(10): 4813–4821
- 16 Lei X S, Du Y H. A linear domain system identification for small unmanned aerial rotorcraft based on adaptive genetic algorithm. *Journal of Bionic Engineering*, 2007, **7**(2): 142–149
- 17 Fang J C, Sun H W, Cao J J, Zhang X, Tao Y. A novel calibration method of magnetic compass based on ellipsoid fitting. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2011, **60**(6): 2053–2061
- 18 Fang J C, Gong X L. Predictive iterated Kalman filter for INS/GPS integration and its application to SAR motion compensation. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2010, **59**(4): 909–915
- 19 Quan Wei, Liu Bai-Qi, Gong Xiao-Lin, Fang Jian-Cheng. *INS/CNS/GN-SS Integrated Navigation Technology*. Beijing: National Defense Industry Press, 2011. 144–161  
(全伟, 刘百奇, 宫晓琳, 房建成. 惯性/天文/卫星组合导航技术. 北京: 国防工业出版社, 2011. 144–161)
- 杜玉虎** 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院博士研究生. 2004 年获得空军工程大学工程学院学士学位. 主要研究方向为无人飞行器导航, 制导与控制. 本文通信作者.  
E-mail: duyuhu@aspe.buaa.edu.cn
- (DU Yu-Hu** Ph.D. candidate at the School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University. He received his bachelor degree from Air Force Engineering University in 2004. His research interest covers navigation, guidance, and control of unmanned aerea viecle. Corresponding author of this paper.)
- 房建成** 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院教授. 主要研究方向为惯性导航与组合导航, 航天器姿态控制技术.  
E-mail: fangjiancheng@aspe.buaa.edu.cn  
**(FANG Jian-Cheng** Professor at the School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University. His research interest covers inertial navigation, integrated navigation, and attitude control technology of spacecraft.)
- 盛蔚** 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院教授. 主要研究方向为惯性导航与组合导航, 无人飞行器建模与控制.  
E-mail: shengwei@aspe.buaa.edu.cn  
**(SHENG Wei** Professor at the School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University. Her research interest covers inertial navigation, integrated navigation, and modeling and control of unmanned aerial vehicle.)
- 雷旭升** 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院讲师. 主要研究方向为惯性导航与组合导航, 无人飞行器建模与控制.  
E-mail: xushenglei@aspe.buaa.edu.cn  
**(LEI Xu-Sheng** Lecturer at the School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University. His research interest covers inertial navigation, integrated navigation, and modeling and control of unmanned aerial vehicle.)