

## 推力矢量无人机尾坐式垂直起降控制

匡敏驰<sup>†</sup>, 朱纪洪, 吴德贵

(清华大学 计算机科学与技术系, 北京 100084)

**摘要:** 本文研究推力矢量无人机尾坐式垂直起降的控制方法. 为解决欧拉角奇异的问题, 提出了水平/垂直欧拉角综合姿态解算方法. 为了获得快速响应又防止超调, 控制器采用线性/恒加速度逼近和角速率限幅积分逼近控制方法, 并且在最终输出舵偏时进行了反扭矩补偿. 此外, 本文提出了一种特殊的数据融合算法, 该算法通过迭代计算保证了高度数据的准确性. 由于尾坐式起降时机体姿态和高度具有强耦合关系, 本文设计了一种基于滤波前馈加速度算法的高度控制器. 尾坐式起降试验结果验证了本文所述控制方法的有效性.

**关键词:** 尾坐式起降; 推力矢量; 无人机; 姿态控制方法; 高度控制方法

中图分类号: V249.122; TP39 文献标识码: A

## Tail-sitter vertical takeoff and landing control for thrust-vectorred unmanned aerial vehicle

KUANG Min-chi<sup>†</sup>, ZHU Ji-hong, WU De-gui

(Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract:** The tail-sitter vertical takeoff and landing control for a thrust-vectorred UAV (unmanned aerial vehicle) is discussed. To avoid the problem of Euler angles singularity, we propose a method for obtaining the composite attitude representation for horizontal/vertical Euler angles. To obtain the fast response while preventing the overshoot, in the controller we employ the linear/constant acceleration approximation as well as the amplitude-limited angular rate integration approximation, and adopt an anti-torque compensation to the final deviations in servo angles. In addition, a special data fusion algorithm using iterative calculations is proposed to ensure the accuracy for the altitude data. To deal with the strong coupling between the altitude and attitude of the vehicle in tail-sitter takeoff and landing, we design an altitude controller based on the filtered feedforward acceleration algorithm. Experimental results of tail-sitter takeoff and landing validate the effectiveness of the proposed control method.

**Key words:** tail-sitter takeoff and landing; thrust vector; UAV; attitude control method; altitude control method

### 1 引言(Introduction)

尾坐式起降是一种特殊的垂直起降方式. 采用尾坐式起降模式的飞机可以同时拥有固定翼飞机的高速性能和直升机的垂直起降性能<sup>[1]</sup>. 其整个飞行过程如图1所示, 包含4个阶段: 垂直起飞、垂直起飞转水平、水平转垂直降落及垂直降落<sup>[2]</sup>. 本文主要研究尾坐式起飞中的垂直起飞和垂直降落阶段, 为后续实现完整的尾坐式飞行做好准备.

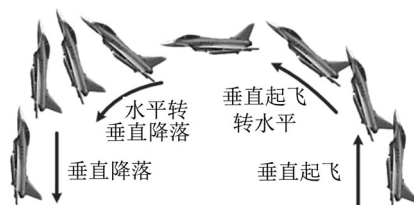


图 1 尾坐式飞机飞行过程

Fig. 1 Flight of the tail-sitter aircraft

在尾坐式起降过程中, 因为机体处于过失速状态, 所以常规舵面无法对机体姿态进行控制. 本文采用舵效较高的推力矢量喷管<sup>[3]</sup>方案, 能够稳定有效地在尾坐式起降时控制机体姿态.

尾坐式起降时, 由于欧拉角奇异问题, 不能采用常规的姿态解算方法. Beach采用解析-扭转角法<sup>[4]</sup>进行姿态解算, 但该方法计算复杂, 并且没有反应问题的实质. 目前Beach进行了风洞和半实物仿真试验, 尚未进行飞行试验. Jung采用四元数法<sup>[5]</sup>进行姿态解算, 但四元数法物理意义不直观, 不利于控制律的编写. Jung进行了尾坐式起飞和悬停飞行试验, 但由于起降速度的控制精度有限, 所以采用了常规降落方式, 并没有实现尾坐式降落. 此外, 推力矢量飞机在尾坐式起降时处于倒立摆<sup>[6]</sup>状态, 此时机体为不稳定系统, 所以需要姿态控制器进行特殊设计. 由于高度和姿态控制存在强耦合关系, 尾坐式起降的高度控制比常

规飞行器起降的高度控制<sup>[7]</sup>更加复杂,需要专门设计高度数据融合算法和配套的高度控制器,以保证起降时高度的稳定性。

本文针对推力矢量无人机尾坐式起降时存在的主要问题进行了深入研究,提出了水平/垂直欧拉角综合姿态解算方法和高度数据融合算法,并且设计了配套的姿态控制器和高度控制器,最后通过起降试验验证了控制方法的有效性。

## 2 推力矢量飞机建模 (Model of thrust-vector-tor aircraft)

本文研究的推力矢量无人机在进行尾坐式起降时,飞行速度较低,因此气动力较小. 所以为降低模型复杂度,在建模过程中可以忽略气动力的影响,仅考虑矢量推力和重力的作用. 基于六自由度飞机动力学模型,将矢量推力在相应方向上进行投影和分解,可以得到推力矢量无人机在机体坐标系下的纵向力、横向力和垂向力方程:

$$\begin{cases} m(\dot{U} + QW - RV) = \\ -mg \sin \theta + \frac{T}{2}(\cos \delta_{lp} + \cos \delta_{rp})\cos \delta_{lry} + 2T_{assist}, \\ m(\dot{V} + RU - PW) = \\ mg \sin \phi \cos \theta - \frac{T}{2}(\cos \delta_{lp} + \cos \delta_{rp})\sin \delta_{lry}, \\ m(\dot{W} + PV - QU) = \\ mg \cos \phi \cos \theta + \frac{T}{2}\cos \delta_{lry}(\sin \delta_{lp} + \sin \delta_{rp}), \end{cases} \quad (1)$$

其中:  $m$ 为机体重量;  $U, V, W$ 分别为沿机体坐标系  $x, y, z$ 轴方向的速度;  $\theta, \phi, \psi$ 分别为机体的俯仰角、滚转角、偏航角;  $\delta_{lp}$ 和 $\delta_{rp}$ 分别为左、右推力矢量喷管在机体俯仰方向上的偏转角度,  $\delta_{lry}$ 为左右推力矢量喷管在机体偏航方向上共同的偏转角度,定义的偏转正方向如图2所示; 推力矢量无人机采用一台涵道风扇发动机提供主动力,主动力发动机提供的推力为 $T$ ; 为增加飞机尾坐式飞行时的续航时间,加装了两台螺旋桨发动机提供辅助动力,每台辅助动力发动机提供的推力为 $T_{assist}$ 。

推力矢量无人机在机体坐标系下的滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩方程为

$$\begin{cases} \dot{P}I_x + QR(I_z - I_y) - (\dot{R} + PQ)I_{xz} = \\ -\frac{T}{2}l \cos \delta_{lry}(\sin \delta_{lp} - \sin \delta_{rp}) + M_K, \\ \dot{Q}I_y - PR(I_z - I_x) + (P^2 - R^2)I_{xz} = \\ \frac{T}{2}d \cos \delta_{lry}(\sin \delta_{lp} + \sin \delta_{rp}), \\ \dot{R}I_z + PQ(I_y - I_x) + (QR - \dot{P})I_{xz} = \\ \frac{T}{2}d(\cos \delta_{lp} + \cos \delta_{rp})\sin \delta_{lry}, \end{cases} \quad (2)$$

其中:  $P, Q, R$ 分别为绕机体坐标系  $x, y, z$ 轴旋转的角速度;  $I_x, I_y, I_z$ 分别为相对于机体坐标系  $x, y, z$ 轴的惯性矩;  $I_{xz}$ 为  $xz$ 平面的惯性积;  $l$ 为左右推力矢量喷管之间中心距的一半;  $d$ 为左右推力矢量喷管中心连线中点到机体重心的距离。

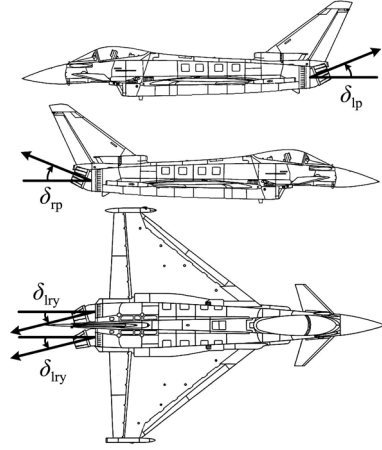


图2 推力矢量喷管偏转角示意图

Fig. 2 Deflection angle of thrust-vector-tor nozzles

## 3 姿态控制方法 (Attitude control method)

### 3.1 姿态解算算法 (Attitude representation)

尾坐式起降时,如果采用传统的欧拉角方法表示飞行姿态,将会存在奇异点问题. 此时俯仰角约为 $90^\circ$ ,欧拉角将产生奇异值并在附近发生不连续变化. 因此不能采用传统的欧拉角方法进行飞行姿态解算. 而其他的解算方法,如四元数法、解析倾斜-扭转角法都存在前文所述的种种问题. 所以本文采用了水平/垂直欧拉角综合姿态解算方法,物理意义清晰利于控制律的编写,而且运算量较小,有利于在机载飞控计算机上实现。

首先,通过机载惯性测量单元的相关数据融合算法,可以获得飞行姿态的方向余弦矩阵:

$$C_b^m = \begin{bmatrix} c_{xx} & c_{xy} & c_{xz} \\ c_{yx} & c_{yy} & c_{yz} \\ c_{zx} & c_{zy} & c_{zz} \end{bmatrix}. \quad (3)$$

方向余弦矩阵不存在奇异点,但是物理意义不清晰,不利于控制律的编写,之后可以通过式(4)将其转化为水平欧拉角:

$$\begin{cases} \theta_H = \arcsin(-c_{zx}), \\ \phi_H = \arctan\left(\frac{c_{zy}}{c_{zz}}\right), \\ \psi_H = \arctan\left(\frac{c_{yx}}{c_{xx}}\right), \end{cases} \quad (4)$$

其中:  $\theta_H, \phi_H, \psi_H$ 分别为水平俯仰角、水平滚转角、水平偏航角. 使用水平欧拉角进行姿态解算,等效于采用传统欧拉角方法表示飞行姿态. 当 $\theta_H$ 在 $90^\circ$ 附近变化时,水平欧拉角由于奇异点问题无法正常表示飞行姿态. 此时可以使用垂直欧拉角进行姿态解算,垂直

欧拉角可由式(5)计算得到:

$$\begin{cases} \theta_V = \arcsin(-c_{zz}), \\ \phi_V = \arctan\left(\frac{c_{zy}}{-c_{zx}}\right), \\ \psi_V = \arctan\left(\frac{c_{yz}}{c_{xz}}\right), \end{cases} \quad (5)$$

其中 $\theta_V, \phi_V, \psi_V$ 分别为垂直俯仰角、垂直滚转角、垂直偏航角。

为获得垂直欧拉角, 需要将原来的水平机体坐标系绕 $y$ 轴旋转 $90^\circ$ , 从而获得垂直机体坐标系, 如图3所示. 实际上, 垂直欧拉角并没有消除奇异点, 而是在垂直状态时将奇异点转移到 $\theta_H = 0^\circ$ 处. 所以单独采用水平或者垂直欧拉角, 都不能完整地避免奇异点问题. 因此, 需要采用水平/垂直欧拉角综合姿态解算方法. 在一般情况下采用水平欧拉角进行姿态解算. 在尾坐式起降时, 水平欧拉角奇异, 此时切换为垂直欧拉角姿态解算方法.

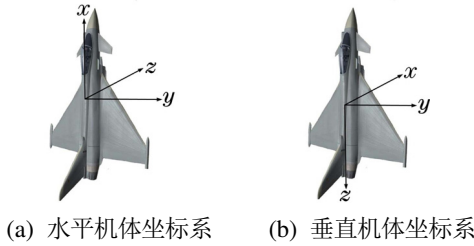


图 3 两种机体坐标系对比

Fig. 3 Contrast between two kinds of body coordinates

为完整实现水平/垂直欧拉角综合姿态解算方法, 角速度也需要进行相应的换算. 水平欧拉角状态下绕各轴的角速度为

$$\begin{cases} \omega_{Hy} = \omega_{gyro-y}, \\ \omega_{Hx} = \omega_{gyro-x}, \\ \omega_{Hz} = \omega_{gyro-z}, \end{cases} \quad (6)$$

其中:  $\omega_{Hy}, \omega_{Hx}, \omega_{Hz}$  分别为机体绕水平机体坐标系  $y, x, z$  轴旋转的角速度;  $\omega_{gyro-y}, \omega_{gyro-x}, \omega_{gyro-z}$  分别为陀螺仪检测到的绕自身  $y, x, z$  轴旋转的角速度, 则垂直欧拉角状态下绕各轴的角速度为

$$\begin{cases} \omega_{Vy} = \omega_{gyro-y}, \\ \omega_{Vx} = \omega_{gyro-z}, \\ \omega_{Vz} = -\omega_{gyro-x}, \end{cases} \quad (7)$$

其中:  $\omega_{Vy}, \omega_{Vx}, \omega_{Vz}$  分别为机体绕垂直机体坐标系  $y, x, z$  轴旋转的角速度.

### 3.2 姿态控制器设计(Attitude controller design)

由于采用了水平/垂直欧拉角综合姿态解算方法, 姿态控制器需要在水平和垂直两种控制模式之间切换. 为防止在切换点附近发生振荡, 可采用滞环状态切换方法, 切换条件如表1所示.

当推力矢量飞机处于尾坐式起降状态时, 机体是

一个高度不稳定的倒立摆系统, 此时飞行姿态的微小扰动都可能使系统发散, 进而使机体失去平衡. 因此, 需要采用特殊的姿态控制方法, 从而在获得快速响应的同时防止超调, 保持机体姿态的稳定.

表 1 控制模式切换条件

Table 1 Switch condition of control mode

飞行模式切换	切换条件
水平模式→垂直模式	上一次计算时 $\theta_H < 60^\circ$ 且当前 $\theta_H > 60^\circ$
垂直模式→水平模式	上一次计算时 $\theta_H > 30^\circ$ 且当前 $\theta_H < 30^\circ$

在俯仰和滚转方向上采用线性/恒加速度逼近控制方法. 在俯仰方向上, 首先通过式(8)获得地面固定坐标系下绕 $y$ 轴前馈角速度值 $\omega_{ffyi}$ :

$$\omega_{ffyi} = \begin{cases} \sqrt{2a_{\max}(|\theta_r - \theta_T[k]| - \frac{\theta_{\text{line}}}{2})}, & \theta_r - \theta_T[k] > \theta_{\text{line}}; \\ -\sqrt{2a_{\max}(|\theta_r - \theta_T[k]| - \frac{\theta_{\text{line}}}{2})}, & \theta_r - \theta_T[k] < -\theta_{\text{line}}; \\ K_{\text{smooth}} \cdot (\theta_r - \theta_T[k]), & |\theta_r - \theta_T[k]| \leq \theta_{\text{line}}; \end{cases} \quad (8)$$

其中:  $a_{\max}$  为最大角加速度限幅;  $\theta_r$  为参考俯仰角;  $\theta_T[k]$  为第 $k$ 次迭代计算时的目标俯仰角;  $K_{\text{smooth}}$  为平滑系数,  $K_{\text{smooth}}$  越大, 增益越大, 飞机矫正误差越迅速;  $\theta_{\text{line}}$  为线性/恒加速度切换俯仰角, 由式(9)得到

$$\theta_{\text{line}} = a_{\max} / K_{\text{smooth}}^2. \quad (9)$$

当参考与目标俯仰角之间误差绝对值小于 $\theta_{\text{line}}$ 时采用线性逼近, 以便尽快减小误差; 否则采用恒加速度逼近, 保护舵机, 同时避免由于增益过大造成的过调和振荡. 不同 $K_{\text{smooth}}$  值下, 线性/恒加速度逼近中 $\omega_{ffyi}$  与 $\theta_r - \theta_T[k]$  的函数关系如图4所示. 经过特殊设计, 切换点过渡非常平滑, 有利于姿态角的快速、稳定控制.

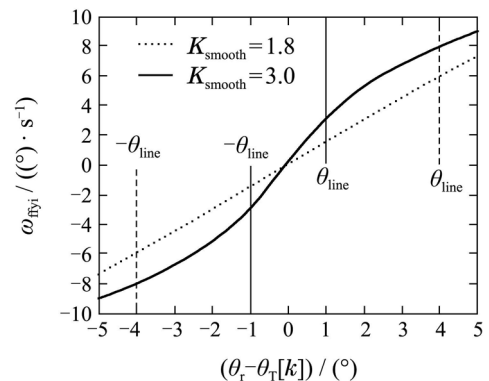


图 4  $\omega_{ffyi}$  与  $\theta_r - \theta_T[k]$  函数关系图

Fig. 4 Functional relation between  $\omega_{ffyi}$  and  $\theta_r - \theta_T[k]$

之后,目标俯仰角可通过式(10)由 $\omega_{\text{ffyi}}$ 迭代计算得到

$$\theta_{\text{T}}[k+1] = \theta_{\text{T}}[k] + \omega_{\text{ffyi}} \cdot \Delta t. \quad (10)$$

通过 $\phi_{\text{r}}$ 和 $\phi_{\text{T}}[k]$ 计算 $\omega_{\text{ffxi}}$ 和 $\phi_{\text{T}}[k+1]$ 的方法与目标俯仰角的计算方法类似,本文不再赘述.

在偏航方向上采用角速率限幅积分逼近控制方法.为方便上层模块对飞机航迹进行规划,偏航方向上的参考输入为参考偏航角速度 $\dot{\psi}_{\text{r}}$ .则地面固定坐标系下绕 $z$ 轴前馈角速度值 $\omega_{\text{ffzi}}$ 为

$$\omega_{\text{ffzi}} = \begin{cases} \dot{\psi}_{\text{r}}, & |\dot{\psi}_{\text{r}}| < \dot{\psi}_{\text{limit}}; \\ \dot{\psi}_{\text{limit}}, & |\dot{\psi}_{\text{r}}| \geq \dot{\psi}_{\text{limit}}, \end{cases} \quad (11)$$

其中 $\dot{\psi}_{\text{limit}}$ 为偏航角速度限幅值.因为水平状态下的 $\psi_{\text{H}}$ 和垂直状态下的 $\psi_{\text{V}}$ 并不影响机体姿态的稳定,所以应该优先进行俯仰和滚转方向的控制.因此应该使用 $\dot{\psi}_{\text{limit}}$ 对偏航角速度进行严格限幅,这样飞机偏航角速度较小,有利于对机体姿态进行稳定控制.之后通过迭代计算可以得到目标偏航角:

$$\psi_{\text{T}}[k+1] = \psi_{\text{T}}[k] + \omega_{\text{ffzi}} \cdot \Delta t, \quad (12)$$

其中 $\psi_{\text{T}}[k]$ 为第 $k$ 次迭代计算时的目标偏航角.

得到目标俯仰角、目标滚转角和目标偏航角后,将其与水平或垂直俯仰角、滚转角和偏航角求差,得到地面固定坐标系下的误差俯仰角 $\Delta\theta_{\text{i}}$ ,误差滚转角 $\Delta\phi_{\text{i}}$ 和误差偏航角 $\Delta\psi_{\text{i}}$ .之后通过式(13),将地面固定坐标系下的误差欧拉角投影到水平或垂直机体坐标系,得到机体坐标系下的误差俯仰角 $\Delta\theta_{\text{b}}$ ,误差滚转角 $\Delta\phi_{\text{b}}$ 和误差偏航角 $\Delta\psi_{\text{b}}$ :

$$\begin{cases} \Delta\theta_{\text{b}} = C_{\text{r}} \cdot \Delta\theta_{\text{i}} + S_{\text{r}} \cdot C_{\text{p}} \cdot \Delta\psi_{\text{i}}, \\ \Delta\phi_{\text{b}} = \Delta\phi_{\text{i}} - S_{\text{p}} \cdot \Delta\psi_{\text{i}}, \\ \Delta\psi_{\text{b}} = -S_{\text{r}} \cdot \Delta\theta_{\text{i}} + C_{\text{p}} \cdot C_{\text{r}} \cdot \Delta\psi_{\text{i}}. \end{cases} \quad (13)$$

当飞机处于水平模式时,需要将误差欧拉角投影到水平机体坐标系,此时

$$\begin{cases} C_{\text{r}} = \frac{c_{\text{zz}}}{\sqrt{1-c_{\text{zx}}^2}}, S_{\text{r}} = \frac{c_{\text{zy}}}{\sqrt{1-c_{\text{zx}}^2}}, \\ C_{\text{p}} = \sqrt{1-c_{\text{zx}}^2}, S_{\text{p}} = -c_{\text{zx}}. \end{cases} \quad (14)$$

当飞机处于垂直模式时,需要将误差欧拉角投影到垂直机体坐标系,此时

$$\begin{cases} C_{\text{r}} = \frac{-c_{\text{zx}}}{\sqrt{1-c_{\text{zz}}^2}}, S_{\text{r}} = \frac{c_{\text{zy}}}{\sqrt{1-c_{\text{zz}}^2}}, \\ C_{\text{p}} = \sqrt{1-c_{\text{zz}}^2}, S_{\text{p}} = -c_{\text{zz}}, \end{cases} \quad (15)$$

前馈角速度值 $\omega_{\text{ffyi}}$ ,  $\omega_{\text{ffxi}}$ 和 $\omega_{\text{ffzi}}$ 也需要投影到水平或者垂直机体坐标系,计算方式与误差欧拉角投影计算类似,本文不再赘述.

将误差欧拉角与对应增益系数相乘可得到绕机体坐标系各轴旋转的参考角速度 $\omega_{\text{ry}}$ ,  $\omega_{\text{rx}}$ 和 $\omega_{\text{rz}}$ .在水平

状态下,可由式(16)得到机体坐标系下的误差角速度:

$$\begin{cases} \Delta\omega_{\text{y}} = \omega_{\text{ry}} + \omega_{\text{ffyb}} - \omega_{\text{Hy}}, \\ \Delta\omega_{\text{x}} = \omega_{\text{rx}} + \omega_{\text{ffxb}} - \omega_{\text{Hx}}, \\ \Delta\omega_{\text{z}} = \omega_{\text{rz}} + \omega_{\text{ffzb}} - \omega_{\text{Hz}}, \end{cases} \quad (16)$$

垂直状态下的误差角速度计算方式类似,将 $\omega_{\text{Hy}}$ ,  $\omega_{\text{Hx}}$ 和 $\omega_{\text{Hz}}$ 替换为 $\omega_{\text{Vy}}$ ,  $\omega_{\text{Vx}}$ 和 $\omega_{\text{Vz}}$ 即可.

得到误差角速度后,即可计算输出的推力矢量舵偏量.由于在姿态解算时,使用了水平/垂直欧拉角综合姿态解算方法,所以计算舵偏量时应进行相应变换,将水平和垂直姿态解算造成的差异抵消.则水平状态下,舵偏量的计算公式为

$$\begin{cases} \delta_{\text{pitch}} = k_{\text{p}} \Delta\omega_{\text{y}} + k_{\text{i}} \int \Delta\omega_{\text{y}} dt + k_{\text{d}} \Delta\dot{\omega}_{\text{y}}, \\ \delta_{\text{roll}} = k_{\text{p}} \Delta\omega_{\text{x}} + k_{\text{i}} \int \Delta\omega_{\text{x}} dt + k_{\text{d}} \Delta\dot{\omega}_{\text{x}} + \delta_{\text{anti.T}}, \\ \delta_{\text{yaw}} = k_{\text{p}} \Delta\omega_{\text{z}} + k_{\text{i}} \int \Delta\omega_{\text{z}} dt + k_{\text{d}} \Delta\dot{\omega}_{\text{z}}, \end{cases} \quad (17)$$

垂直状态下,舵偏量的计算公式为

$$\begin{cases} \delta_{\text{pitch}} = k_{\text{p}} \Delta\omega_{\text{y}} + k_{\text{i}} \int \Delta\omega_{\text{y}} dt + k_{\text{d}} \Delta\dot{\omega}_{\text{y}}, \\ \delta_{\text{roll}} = -(k_{\text{p}} \Delta\omega_{\text{z}} + k_{\text{i}} \int \Delta\omega_{\text{z}} dt + k_{\text{d}} \Delta\dot{\omega}_{\text{z}}) + \delta_{\text{anti.T}}, \\ \delta_{\text{yaw}} = k_{\text{p}} \Delta\omega_{\text{x}} + k_{\text{i}} \int \Delta\omega_{\text{x}} dt + k_{\text{d}} \Delta\dot{\omega}_{\text{x}}, \end{cases} \quad (18)$$

其中:  $k_{\text{p}}$ ,  $k_{\text{i}}$ 和 $k_{\text{d}}$ 分别为相应的比例、积分和微分系数;  $\delta_{\text{anti.T}}$ 为推力矢量舵效完全抵消反扭矩时所需的舵偏量.

因为试验使用的推力矢量无人机采用单电涵道发动机作为主发动机提供推力,所以需要采用 $\delta_{\text{anti.T}}$ 进行反扭矩补偿.  $\delta_{\text{anti.T}}$ 为恒定常值,该结论可通过下文所述方式证明:

**证** 电涵道发动机提供的推力 $T$ 与转速 $\Omega$ 的平方成正比:

$$T = C_{\text{T}} \frac{\rho}{2} \Omega^2 R^2 \cdot \pi R^2, \quad (19)$$

其中:  $C_{\text{T}}$ 为推力系数;  $\rho$ 为空气密度;  $R$ 为涵道叶片半径.发动机产生的反扭矩 $M_{\text{K}}$ 与转速 $\Omega$ 的平方成正比:

$$M_{\text{K}} = -m_{\text{K}} \frac{\rho}{2} \Omega^2 R^2 \cdot \pi R^2 \cdot R, \quad (20)$$

其中 $m_{\text{K}}$ 为反扭矩系数,则绕水平机体坐标系 $x$ 轴旋转方向上的力矩平衡方程为

$$2T \sin \delta_{\text{anti.T}} \cdot l + M_{\text{K}} = 0, \quad (21)$$

解得

$$\delta_{\text{anti.T}} = \arcsin \frac{m_{\text{K}} R}{2C_{\text{T}} l}, \quad (22)$$

则 $\delta_{\text{anti.T}}$ 与发动机转速 $\Omega$ 无关,为恒定常值,结论得证.

需要注意的是, 该结论仅对使用电涵道发动机作为动力的情况成立. 对于涡喷发动机, 推导过程类似, 但 $\delta_{anti-T}$ 不再为恒定常值.

得到推力矢量舵偏量 $\delta_{pitch}$ ,  $\delta_{roll}$ 和 $\delta_{yaw}$ 后, 即可通过式(23)计算得到最终输出的推力矢量喷管偏转角:

$$\begin{cases} \delta_{lp} = \delta_{pitch} - \delta_{roll}, \\ \delta_{rp} = \delta_{pitch} + \delta_{roll}, \\ \delta_{iry} = \delta_{yaw}. \end{cases} \quad (23)$$

姿态控制器总体结构框图如图5所示.

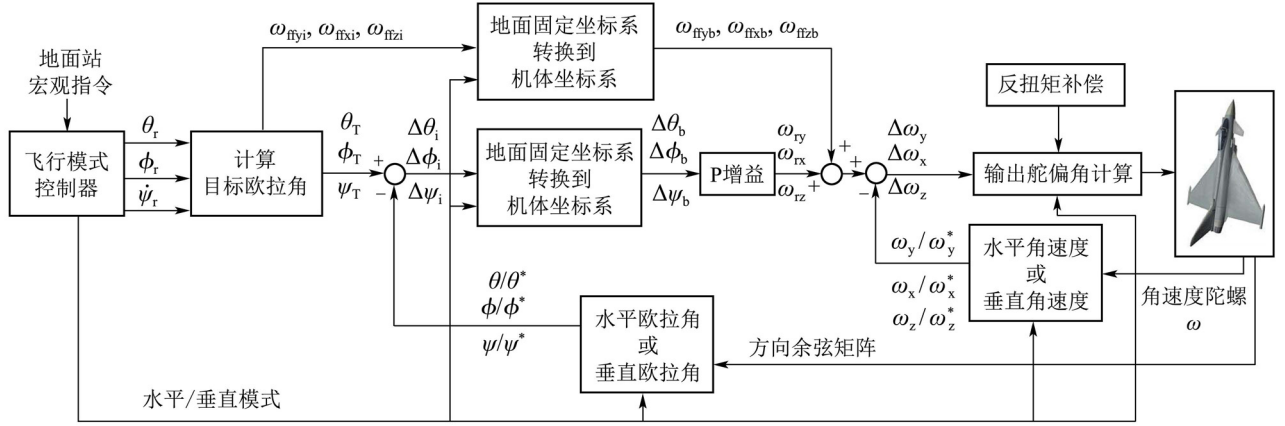


图 5 姿态控制器总体结构框图

Fig. 5 The structure of the entire attitude controller

#### 4 高度控制方法(Altitude control method)

##### 4.1 高度数据融合算法(Data fusion algorithm for altitude)

当推力矢量无人机处于尾坐式起降状态时, 机体处于高度不稳定的倒立摆状态. 在倒立摆状态下需要极为准确、快速和稳定的高度值, 因此需要特殊的数据融合算法, 用以综合处理各传感器得到的数据. 与高度测量有关的传感器主要有三轴加速度计和气压计, 需要将这两种传感器的数据经过融合算法处理后得到机体在竖直方向上的加速度、速度和高度.

首先通过气压计可以获得当前气压计高度值 $H_{baro}$ , 则第 $k+1$ 次迭代计算得到的误差高度值为

$$\Delta H[k+1] = H_{baro} - (H_{estimate}[k-n] + H_{correct}[k]), \quad (24)$$

其中:  $H_{estimate}[k-n]$ 为第 $k-n$ 次迭代计算得到的高度估计值;  $H_{correct}[k]$ 为第 $k$ 次迭代计算得到的高度修正值. 当飞机高度发生变化时, 由于气压计周围的空气需要经过时间 $n \cdot \Delta t$ 后, 才能够与外部环境的气压相等, 所以气压计测得的高度值实际上是 $n \cdot \Delta t$ 前时刻的高度, 其中 $\Delta t$ 为每次迭代运算的周期. 而高度估计值 $H_{estimate}[k-n]$ 由速度估计值积分得到, 主要受加速度计的影响, 可以认为不存在延时, 为 $n$ 个迭代周期之前时刻的瞬时值. 因此在计算误差高度值时, 应使用 $H_{baro}$ 与 $H_{estimate}[k-n]$ 进行运算, 得到用于积分修正 $H_{correct}[k]$ 的 $\Delta H[k+1]$ 值.

$H_{correct}[k]$ 反映了气压计高度值与高度估计值之间的差别, 用于将气压计高度值引入数据融合算法, 对通过加速度计测量值多级积分得到的数据进行修正. 则第 $k+1$ 次迭代计算得到的加速度修正值为

$$a_{correct}[k+1] = a_{correct}[k] + \Delta H[k+1] \cdot k_a, \quad (25)$$

其中 $k_a$ 为加速度修正增益, 该修正增益反映了使用气压计高度值修正加速度值的程度, 同时统一了误差高度值 $\Delta H[k+1]$ 与加速度修正值 $a_{correct}[k]$ 的量纲.

通过三轴加速度计可以测得机体坐标系下各轴的加速度 $a_{bx}$ ,  $a_{by}$ 和 $a_{bz}$ , 消除重力加速度的影响后, 即可得到机体竖直向上的加速度 $a$ :

$$a = -(c_{zx} \cdot a_{bx} + c_{zy} \cdot a_{by} + c_{zz} \cdot a_{bz} - g). \quad (26)$$

由于通过加速度计可以直接得到加速度值, 所以控制时所需的竖直向上加速度值可以直接采用 $a$ . 但是为了使加速度值积分后得到的速度值更加准确, 还需要对用于积分的加速度值进行修正. 使用式(25)得到的加速度修正值 $a_{correct}[k+1]$ 对 $a$ 进行修正后, 乘以运算周期 $\Delta t$ , 即可得到第 $k+1$ 次迭代计算时的速度变化量:

$$\Delta V[k+1] = (a + a_{correct}[k+1]) \cdot \Delta t. \quad (27)$$

将速度变化量积分后, 使用误差高度值 $\Delta H[k+1]$ 对其进行修正, 即可得到第 $k+1$ 次迭代计算时机体竖直向上的速度:

$$V[k+1] = V[k] + \Delta V[k+1] + \Delta H[k+1] \cdot k_v, \quad (28)$$

其中 $k_v$ 为速度修正增益,该修正增益反映了使用气压计高度值修正速度值的程度,同时统一了误差高度值 $\Delta H[k+1]$ 与速度值 $V[k]$ 的量纲。 $V[k+1]$ 即可作为控制时所需的竖直向上速度值 $V$ 。

采用类似式(28)的方式得到速度估计值,用于进行后续的高度估计值计算。速度估计值的计算如下:

$$V_{\text{estimate}}[k+1] = V[k] + K \cdot \Delta V[k+1] + \Delta H[k+1] \cdot k_v, \quad (29)$$

其中 $K$ 为估计增益,决定了估计值的响应速度。 $K$ 值越大,则加速度积分对估计值的影响越大,估计值响应越快。对速度估计值积分后,可以得到高度估计值。则第 $k+1$ 次迭代计算得到的高度估计值为

$$H_{\text{estimate}}[k+1] = H_{\text{estimate}}[k] + V_{\text{estimate}}[k+1] \cdot \Delta t. \quad (30)$$

高度估计值来源于加速度计测量值的多级积分,并且在积分前使用 $\Delta H[k+1]$ 对加速度值和速度值进行了修正。高度估计值主要受加速度计测量值的影响,动态响应较好,但准确度较差,需要再次使用主要受气压计高度值影响的 $\Delta H[k+1]$ 进行修正。第 $k+1$ 次迭代计算时通过 $\Delta H[k+1]$ 得到的高度修正值为

$$H_{\text{correct}}[k+1] = H_{\text{correct}}[k] + \Delta H[k+1] \cdot k_H, \quad (31)$$

其中 $k_H$ 为高度修正增益,该修正增益反映了使用气压计高度值修正高度值的程度,同时统一了误差高度值 $\Delta H[k+1]$ 与高度修正值 $H_{\text{correct}}[k]$ 的量纲。则使用 $H_{\text{correct}}[k]$ 修正高度估计值后,得到的第 $k+1$ 次迭代计算时的高度值为

$$H[k+1] = H_{\text{estimate}}[k+1] + H_{\text{correct}}[k+1]. \quad (32)$$

$H[k+1]$ 即可作为控制时所需的高度值 $H$ 。

数据融合算法通过迭代计算获得了准确快速的竖直向上加速度值 $a$ ,竖直向上速度值 $V$ 和高度值 $H$ ,降低了高度控制器的设计难度。

## 4.2 高度控制器设计(Altitude controller design)

当推力矢量飞机尾坐式起降时,姿态控制器与

高度控制器存在强耦合关系,主要体现在:发动机推力与推力矢量舵效耦合;所需抵消重力的推力与飞机姿态耦合。因此,需要对高度控制器进行特殊设计,保证高度和姿态的稳定。

高度控制的目标为:有效地控制尾坐式无人机的上升和下降速度。因此,高度控制器的输入量为参考爬升速度 $V_r$ ,爬升速度经过限幅积分器后可以得到目标高度 $H_T$ 。之后采用与俯仰角和滚转角控制类似的线性/恒加速度逼近控制方法,可以得到目标爬升速度 $V_T$ :

$$V_T = \begin{cases} \sqrt{2a_{\text{maxz}}(|H_T - H| - \frac{H_{\text{line}}}{2})}, & H_T - H > H_{\text{line}}; \\ -\sqrt{2a_{\text{maxz}}(|H_T - H| - \frac{H_{\text{line}}}{2})}, & H_T - H < -H_{\text{line}}; \\ K_{\text{smoothz}} \cdot (H_T - H), & |H_T - H| \leq H_{\text{line}}; \end{cases} \quad (33)$$

其中: $a_{\text{maxz}}$ 为竖直向上最大加速度; $H_{\text{line}}$ 为线性/恒加速度切换误差高度; $K_{\text{smoothz}}$ 为竖直方向上的平滑系数。

得到 $V_T$ 后,可以通过滤波前馈加速度算法得到第 $k+1$ 次迭代计算时的爬升速度误差:

$$\Delta V[k+1] = K_a(V_T[k+1] - V_{T,\text{flt}}[k]), \quad (34)$$

其中: $K_a$ 为滤波系数; $V_{T,\text{flt}}$ 为第 $k$ 次迭代计算时得到的滤波目标速度,其迭代公式为

$$V_{T,\text{flt}}[k+1] = V_{T,\text{flt}}[k] + \Delta V[k+1], \quad (35)$$

则前馈加速度 $a_{\text{ffd}}$ 为

$$a_{\text{ffd}} = \Delta V[k+1] / \Delta t. \quad (36)$$

$V_T$ 与 $V$ 求差可得到速度反馈误差,速度反馈误差经过低通滤波器LPF后与P增益相乘,之后与 $a_{\text{ffd}}$ 相加,即可得到目标爬升加速度 $a_T$ 。 $a_T$ 与 $a$ 求差后可以得到加速度反馈误差,加速度反馈误差经过低通滤波后,可由基于PI控制方法的油门计算模块得到输出的油门。再进行抵消基本机体重量的油门偏置补偿后,即可得到最终的油门输出 $T$ 。高度控制器总体结构框图如图6所示。

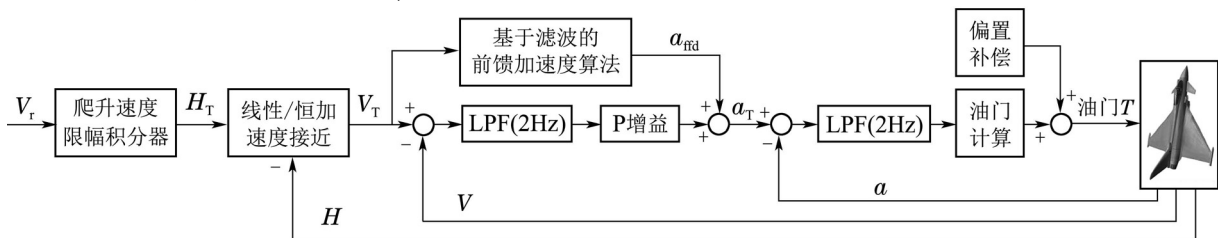


图6 高度控制器总体结构框图

Fig. 6 The structure of the entire altitude controller



### 5 试验结果和分析(Experimental results and analysis)

本文采用缩比推力矢量无人机进行验证试验, 机长1.5 m, 翼展0.96 m, 重量4 kg. 无人机配有集成了陀螺仪、加速度计和气压计的飞控计算机, 并且配备了外置电子罗盘. 测控数据通过数传电台回传到地面站, 以便进行数据分析. 无人机采用一台涵道风扇发动机提供主动力, 并有配套的推力矢量喷口, 推力矢量喷口的偏转角为 $\pm 20^\circ$ . 为增加飞机尾坐式飞行时的续航时间, 加装了两台电动螺旋桨发动机作为辅助动力. 整个无人机系统结构图如图7所示.

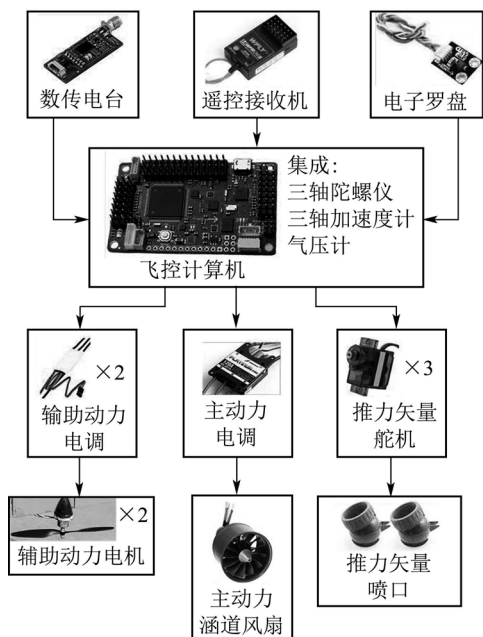


图 7 无人机系统结构图

Fig. 7 The structure of the UAV system

为验证本文所述控制方法的有效性, 使用该推力矢量无人机系统进行了绳索保护下的尾坐式起降试验. 绳索仅在紧急情况下起保护作用, 对机体姿态和高度基本没有影响. 尾坐式起降试验的情况见图8.



图 8 尾坐式起降试验

Fig. 8 Tail-sitter takeoff and landing experiment

由于尾坐式起降过程中机体一直处于垂直状态, 所以姿态解算时采用垂直欧拉角. 试验过程中机体的垂直欧拉角变化曲线如图9所示. 图中垂直俯仰角和垂直滚转角被很稳定地控制在 $0^\circ$ 附近. 垂直偏航方向上, 为防止机体在起飞瞬间姿态失稳, 控制律会在起飞之后再锁定目标垂直偏航角. 另外, 为优先保证机体的稳定, 控制律对垂直偏航角的控制量进行了较为严格的限幅. 在起飞和降落瞬间, 由于发动机工况剧烈变化, 垂直偏航方向上的反扭矩及控制力矩变化较大, 因此起降瞬间机体在垂直偏航方向上依然会有一定的角度偏转. 起飞后目标垂直偏航角被锁定, 飞机进入悬停升降状态, 该过程中垂直偏航角被较为稳定地控制在 $170^\circ$ 附近.

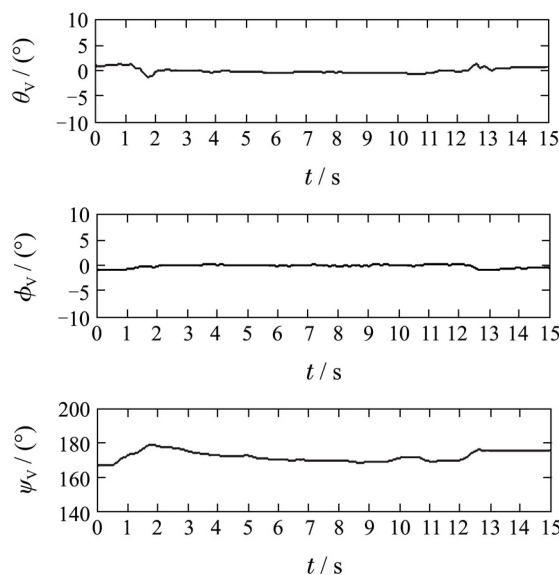


图 9 起降过程中的垂直欧拉角

Fig. 9 Vertical Euler angles during takeoff and landing

尾坐式起降过程中的各推力矢量喷管偏转角如图10所示. 由于 $\delta_{ip}$ 和 $\delta_{ip}$ 不但需要提供垂直俯仰方向上的控制力矩, 而且需要提供垂直偏航方向上用于抵消反扭矩的控制力矩, 因此最大偏转范围较大, 达到 $\pm 17^\circ$ . 而机体相对于垂直机体坐标系 $z$ 轴对称, 在垂直滚转方向上所需控制力矩较小, 因此 $\delta_{ir}$ 最大偏转范围较小, 只需 $\pm 5^\circ$ 即可. 试验结果说明, 姿态控制器在尾坐式起降状态下控制效果较好, 能够很好地稳定飞行姿态. 试验中观察到机体位置存在缓慢的飘移现象, 该问题是由于不可避免的安装误差, 导致机体重心不在陀螺仪坐标系轴上造成的. 通过添加位置环可以解决该问题, 下一步计划对该问题进行深入研究和试验.

试验过程中机体高度和垂直速度的变化曲线如图11所示. 机体进行尾坐式起降时, 设定的参考上升/下降速度为 $\pm 10 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ . 试验结果表明, 实际

控制误差的绝对值小于 $3 \text{ cm} \cdot \text{s}^{-1}$ . 由于上升/下降速度控制精度较高, 所以试验过程中高度变化较为平滑稳定, 高度控制器的有效性得到了验证. 尾坐式起降过程中的油门变化曲线如图12所示, 图中油门值 $T_p$ 为当前油门占全油门的百分比.

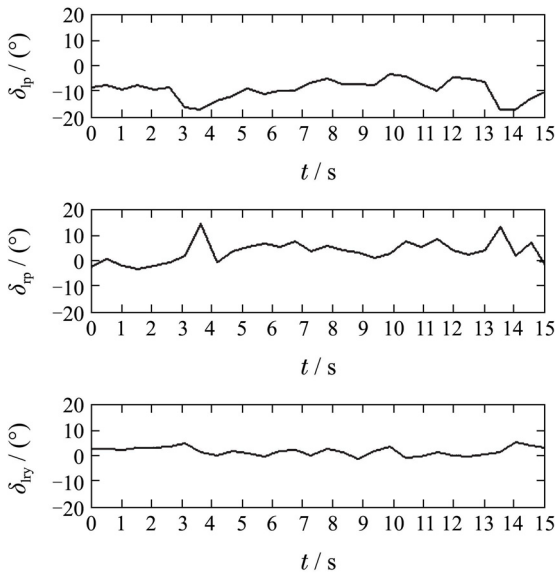
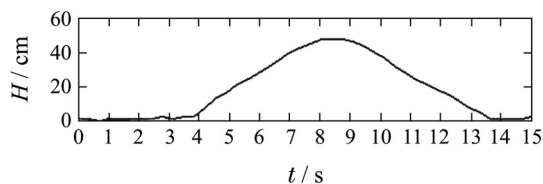
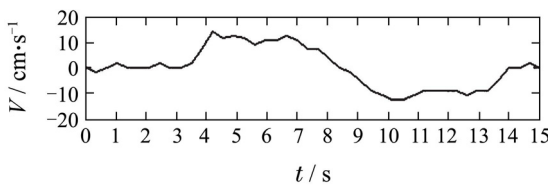


图 10 起降过程中的推力矢量喷管偏转角

Fig. 10 Deflection angle of thrust-vector nozzles during takeoff and landing



(a) 高度



(b) 垂直速度

图 11 起降过程中的高度和垂直速度

Fig. 11 Altitude and vertical velocity during takeoff and landing

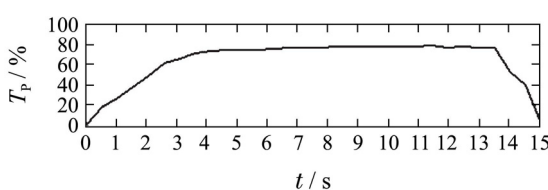


图 12 起降过程中的油门

Fig. 12 Throttle during takeoff and landing

## 6 结论(Conclusions)

本文对推力矢量无人机尾坐式垂直起降的控制方法进行了相关研究, 取得了以下研究成果:

1) 提出了水平/垂直欧拉角综合姿态解算方法, 该方法可以解决尾坐式起降时的欧拉角奇异问题.

2) 设计了一种新型的姿态控制器. 该控制器在俯仰和滚转方向上采用线性/恒加速度逼近控制方法, 在偏航方向上采用角速率限幅积分逼近控制方法, 并且在最终输出舵偏时进行了反扭矩补偿.

3) 提出了一种特殊的数据融合算法, 该算法通过迭代计算, 获得了竖直方向上准确快速的加速度值、速度值和高度值.

4) 设计了一种新型的高度控制器, 该控制器采用了滤波前馈加速度算法, 可以在机体姿态和高度有强耦合关系的情况下稳定地控制飞行高度.

5) 尾坐式起降试验结果验证了本文所述控制方法的有效性, 为今后实现完整的尾坐式飞行打下了良好基础.

## 参考文献(References):

- [1] ARGYLE M E, BEARD R W, MORRIS S. The vertical bat tail-sitter: dynamic model and control architecture [C] // *Proceedings of IEEE American Control Conference*. Washington: IEEE, 2013: 806 – 811.
- [2] KITA K, KONNO A, UCHIYAMA M. Hovering control of a tail-sitter VTOL aerial robot [J]. *Journal of Robotics and Mechatronics*, 2009, 21(2): 277 – 283.
- [3] VANDERVEER M R, STRYKOWSKI P J. Counterflow thrust vector control of subsonic jets: continuous and bistable regimes [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1997, 13(3): 412 – 420.
- [4] BEACH J M, ARGYLE M E, MCLAIN T W. Tail-sitter attitude control using resolved tilt-twist [C] // *Proceedings of IEEE International Conference on Unmanned Aircraft Systems*. Orlando: IEEE, 2014: 768 – 779.
- [5] JUNG Y, CHO S, SHIM D H. A comprehensive flight control design and experiment of a tail-sitter UAV [C] // *Proceedings of AIAA American Control Conference*. Virginia: AIAA, 2013: 1 – 23.
- [6] 武利强, 韩京清. 直线型倒立摆的自抗扰控制设计方案 [J]. *控制理论与应用*, 2004, 21(5): 665 – 669.  
(WU Liqiang, HAN Jingqing. Active disturbance rejection controller scheme for the linear inverted pendulum [J]. *Control Theory & Applications*, 2004, 21(5): 665 – 669.)
- [7] 张剑锋, 刘秉华, 贾彩娟. 无人机的自动着陆控制 [J]. *控制理论与应用*, 2009, 26(12): 1383 – 1386.  
(ZHANG Jianfeng, LIU Binghua, JIA Caijuan. Automatic landing-control for an unmanned aerial vehicle [J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(12): 1383 – 1386.)

## 作者简介:

匡敏驰 (1990–), 男, 博士研究生, 从事无人机建模、导航与控制等研究, E-mail: kuangminchi@sina.com;

朱纪洪 (1968–), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行控制、伺服系统控制等研究, E-mail: jhzhu@tsinghua.edu.cn;

吴德贵 (1991–), 男, 博士研究生, 从事飞行控制研究, E-mail: dgwu415@163.com.