

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.09.016

无人旋翼机自主滑行起飞建模与控制

陈淼, 王道波, 盛守照, 徐扬
(南京航空航天大学自动化学院 南京 210016)

摘要: 分析自转旋翼机不同于直升机的特点及起飞方式, 以及某无人旋翼机滑跑起飞近地受力约束, 提出一种自主起飞控制策略。根据每个阶段的运动特性, 建立了无人旋翼机地面纵向动力学模型, 引入地面支反力作为反馈控制信号确保离地瞬时纵横向力和力矩平衡, 使无人旋翼机离地失去地面支反力约束后能够平稳爬升, 并利用姿态和滑移反馈抑制无人旋翼机起飞过程中姿态变化和侧向滑移。该方案在某无人旋翼机试飞试验中被成功应用, 降低了触地倾翻风险, 实现了安全平稳起飞, 说明了该方案的有效性。

关键词: 无人旋翼机; 滑行起飞; 力反馈; 侧向滑移

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A

Modeling and Control of Autonomic Takeoff Strategy for Unmanned Gyroplane

Chen Miao, Wang Daobo, Sheng Shouzhao, Xu Yang
(College of Automation Engineer, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016 China)

Abstract: In this paper, the differences of flight dynamics characteristics between gyroplane and helicopter are discussed firstly. Based on force analysis of an unmanned gyroplane, a nonlinear model is established and an autonomic takeoff method is proposed as well, in which the longitudinal and lateral control are kept in balance with ground force, attitude and lateral skidding feedback so that the unmanned gyroplane can climb up smoothly without ground constraints. The strategy is verified successfully during the flight test of an unmanned gyroplane, which provides useful experience and application value of the proposed method for unmanned gyroplane autonomous takeoff technology, also demonstrates the effectiveness of the proposed approach.

Keywords: unmanned gyroplane; taxiing takeoff; force feedback; lateral skidding

0 引言

无人驾驶自转旋翼机, 简称无人旋翼机, 是一种以自转旋翼作为升力面, 螺旋桨推/拉力为前进动力的旋翼飞行器^[1], 具有其独特的优点: 可以短距离起飞着陆且起飞着陆的速度很低, 容易保证起飞着陆的安全; 操纵灵活, 无动力下滑能力强, 飞行中不会失速^[2]; 旋翼机结构简单, 不需安装昂贵笨重的减速器等传动机构, 也不需要复杂的桨距/油门协调操纵机构以及液压助力系统等, 且自转旋翼气动效率高, 自转工作状态好, 振动水平和噪声都比直升机小^[3-4]。

飞行器无人化是本世纪世界航空领域发展的重要趋势, 世界主要发达国家都非常重视无人飞行器的研发, 然而由于技术的复杂性, 迄今只有少数无人飞行器正式投入使用^[5-8]。自转旋翼机因其许多相对优势又重新获得应用, 美国警方已装备Hawk-4型有人驾驶自转旋翼机^[4], 国内亦有航空爱好者制作简易的有人驾驶自转旋翼机, 并已成功飞行, 但尚未无人化。旋翼无动力是旋翼机与直升机最大的区别, 因此它无法垂直起飞, 需靠发动机推动/牵引

向前滑跑获得速度, 旋翼经来流吹动旋转获得足够拉力拉起飞机, 方能起飞。作为风转旋翼, 与驱转旋翼相比也有不足, 诸如转速相对较慢, 操纵滞后性强, 强非线性等。此外, 它的旋翼桨盘覆盖面与机身面积之比明显大于直升机, 增加了起飞过程旋翼触地风险。国内关于无人飞行器自主起飞的研究已有文献报道^[9-10], 但关于无人旋翼机的自主起飞控制尚未见报道。无人旋翼机自主滑行起飞技术不仅涉及旋翼空气动力学和自主飞行控制技术, 还与起飞时复杂的地面约束等因素相关, 有高风险性, 是整个飞行过程中难度较大而又重要的组成部分。

无人旋翼机滑跑起飞的关键是纵横向姿态保持和侧向滑移控制, 以及垂向爬升速度控制, 避免离地前姿态角过大和侧向滑移引起触地倾翻。滑跑起飞要求无人旋翼机自动保持平衡状态起飞, 姿态限制在约束范围内, 离地时姿态变化很小, 反馈控制量较弱。因此, 笔者提出一种纵横向利用地面支撑力、姿态和滑移反馈控制, 并通过高度指令牵引控制升降速度的自主滑行起飞策略, 并在某无人旋翼机试飞试验中被成功应用。

收稿日期: 2011-05-17; 修回日期: 2011-06-20

基金项目: 航空科学基金资助项目(20101352015)

作者简介: 陈淼(1981—), 男, 江苏人, 博士, 从事鲁棒控制、无人机飞行控制研究。

1 无人旋翼机结构与受力分析

某型无人旋翼机结构简图如图1。该旋翼机采用主支撑架, 全动垂尾, 无平尾, 前三轮着地, 后轮悬空式设计。在静止状态下, 主支撑架垂直于地面, 螺旋桨发动机及旋翼安装在主支撑架上, 由两侧2个主轮共同支撑(图1为侧视图, 两主轮重合), 前轮辅助支撑, 发动机推力在飞机对称平面内且与机体轴纵轴平行, 2片桨叶跷跷板式旋翼, 桨距角固定安装。在重心配置上, 采用高重心配置^[11-12], 即发动机推力提供抬头力矩, 旋翼拉力提供低头力矩。

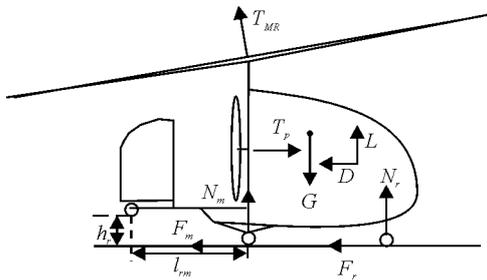


图1 某无人旋翼机地面滑行受力分析

由图1可以看出, 旋翼机在地面滑跑阶段受到的力包括重力 G 、发动机推力 T_p 、气动力、前轮受到地面的摩擦力 F_f 和支撑力 N_f 、主轮受到地面的摩擦力 F_m 和支撑力 N_m (下文分析纵向运动方程, 因2个主轮对重心的俯仰力臂相同, 故将2个主轮合在一起考虑), 其中气动力包括旋翼拉力 T_{MR} 、机身所受的阻力 D 和升力 L , 以及垂尾产生的气动力。

地面支撑力方向垂直地面向上, 摩擦力方向平行于地面, 对飞机的滑行起阻碍作用, 支撑力与摩擦力的关系可表示为:

$$\begin{cases} F_f = \mu N_f \\ F_m = \mu N_m \end{cases} \quad (1)$$

其中, μ 为地面滑动摩擦因数, 轮与地面的摩擦为滚动摩擦, 摩擦因数相对很小, 在控制策略设计中可忽略不计。旋翼拉力 T_{MR} 垂直于桨盘平面向上, 由叶素理论可得, T_{MR} 大小与飞行速度 V 及桨盘迎角 α_{MR} 有关, 并且与二者呈非线性关系, 即

$$T_{MR} = f(V, \alpha_{MR}) \quad (2)$$

姿态稳定情况下, 前飞速度主要由发动机推力控制, 因此旋翼拉力间接取决于发动机推力, 其非线性关系曲线可以通过吹风试验获得^[11-12], 也可以通过成本较低的地面拉跑试验获得。机身所受的升力 L 和阻力 D 取决于飞行速度 V , 可表示为:

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \\ D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S \end{cases} \quad (3)$$

式中: ρ 为空气密度; C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数; S 为气动参考面积。

1.1 三轮着地滑行

笔者采用文献[13]坐标系。在三轮着地滑行阶段, 速度方向与地面平行, 受地面约束, 气流角可以认为是固定不变的, 可较为容易建立运动方程。

以某型无人旋翼机为例, 其纵向运动方程为:

$$\begin{cases} m\dot{V} = T_p \cos \alpha - G \sin \gamma - T_{MR} \cos \alpha_{MR} - D - F_f - F_m \\ mV\dot{\alpha} = mVq - T_p \sin \alpha - L + G \cos \gamma - (N_f + N_m) \cos \alpha + (F_f + F_m) \sin \alpha \\ \dot{q} = M/I_y \\ \gamma = \theta + \alpha \end{cases} \quad (4)$$

式中: m 为飞机质量; θ 为俯仰角; γ 为航迹角; q 为俯仰角速率; M 为俯仰力矩。令 h_f 为前轮触地点距机身纵轴线的高度, h_m 为主轮触地点距机身纵轴线的高度, l_f 为前轮受地面支撑力对重心的力臂, l_m 为主轮受地面支撑力对重心的力臂。为保护机载设备, 减少机身的颠簸, 起落架上都装有弹簧, 用来对地面支撑力的突变直到缓冲作用, 对机体起到有效的保护。则前轮和主轮的触地点距离机身轴线的高度还有个变化量 Δh_f 和 Δh_m 。

$$\begin{cases} \Delta h_f = k_f N_f \\ \Delta h_m = k_m N_m \end{cases} \quad (5)$$

式中, k_f 和 k_m 分别为前轮起落架和主轮起落架的弹性系数。由此可得机身轴线与跑道之间的夹角为:

$$\theta_b = \arctan \left[\frac{(h_f - \Delta h_f) - (h_m - \Delta h_m)}{l_f + l_m} \right] \quad (6)$$

由于在三轮着地滑跑阶段, 速度方向与跑道平行, 故迎角 $\alpha = \theta_b$ 。如果跑道与水平面有倾角 φ , 则航迹角 $\gamma = \varphi$, 飞机的姿态角 $\theta = \theta_b + \varphi$ 。重心到地面的垂直距离为:

$$h_g = h_m - \Delta h_m + l_m \tan \alpha = h_f - \Delta h_f - l_f \tan \alpha \quad (7)$$

三轮滑行阶段, 飞机的俯仰力矩包括机身和旋翼的气动力矩, 发动机推力力矩, 前轮和主轮的支撑力及摩擦力产生的力矩, 即

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{c} C_m S + T_p l_p - T_{MR} l_{MR} - (F_f + F_m) h_g + N_f l_f - N_m l_m \quad (8)$$

式中： C_m 为机身气动力矩系数； \bar{c} 为平均气动弦长； l_p 、 l_{MR} 、 l_f 、 l_m 分别为各力对应的力臂，且都是可测的。一般在平坦的跑道上三轮滑跑，可近似认为 $\Delta h_m = \Delta h_f = 0$ ，因此在地面约束下，可近似认为 $q = \dot{q} = 0$ ，得出力与力矩的平衡方程

$$\begin{cases} L + T_{MR} \cos \alpha_{MR} + T_p \sin \alpha + N_f + N_m - G \cos \gamma = 0 \\ M = 0 \end{cases} \quad (9)$$

即在垂直于速度的方向上，飞机受到的合外力为零。由式 (9) 可解得 N_f 和 N_m 。逐渐加大发动机推力，随着滑跑速度增加，旋翼拉力逐渐增加，但还不足以拉起飞机，需配合发动机推力，适当操纵桨盘迎角，改变飞机受到的俯仰合力矩，使 N_f 逐渐减小，前轮离地，进入前轮滑行阶段。

1.2 抬前轮滑行

前轮抬起后，2 个主轮仍然着地，故飞机仍受地面约束，但约束性不像三轮着地那样强。前轮抬起，机身迎角和桨盘迎角随之增加，滑跑速度变化 dv/dt 控制在较小范围内，由式 (2) 可得，桨盘拉力随迎角增大而增大，由于桨盘拉力为飞机提供低头力矩，使飞机的姿态角和迎角减小，发动机推力的增加又使抬头力矩增加，故需采用控制策略使姿态保持平稳，避免飞机后仰倾翻造成试飞失败，在增加发动机推力的同时，应维持或适当减小桨盘迎角，即增加旋翼拉力对重心的力臂，依靠增加前飞速度来增加桨盘拉力，直至克服飞机重力，离地爬升。

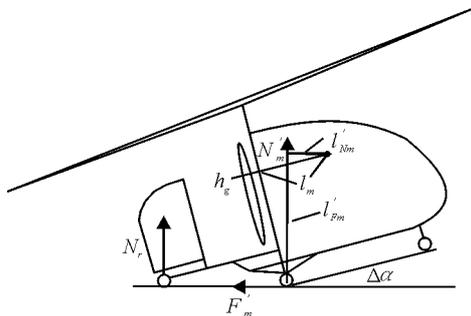


图 2 抬前轮受力分析

两轮滑跑阶段，主轮与重心的相对位置没有变化，但主轮受地面的支撑力与摩擦力对重心的力臂发生了变化，如图 2。相比三轮滑行，机身迎角增加 $\Delta\alpha$ ，则主轮受地面支撑力 N'_m 与摩擦力 F'_m 的力臂分别为

$$\begin{cases} l'_{Nm} = (l_m - h_g \tan \Delta\alpha) \cos \Delta\alpha \\ l'_{Fm} = (l_m - h_g \tan \Delta\alpha) \sin \Delta\alpha + h_g / \cos \Delta\alpha \end{cases} \quad (10)$$

后轮只有在着地后，才会对重心产生力矩，其对重心的力臂为

$$l_{Nr} = \sqrt{h_r^2 + l_{rm}^2} + l'_{Nm} \quad (11)$$

h_r 和 l_{rm} 见图 1。此时有

$$\Delta\alpha_{\max} = \arctan \frac{h_r}{l_{rm}} \quad (12)$$

当 $\Delta\alpha < \Delta\alpha_{\max}$ ，后轮悬空。抬前轮滑行阶段，速度方向仍与地面平行，飞机在垂直于速度方向上仍然保持受力平衡。

$$\begin{aligned} L + T_{MR} \cos \alpha_{MR} + T_p \sin(\alpha + \Delta\alpha) + \\ N_m - G \cos \gamma = 0 \end{aligned} \quad (13)$$

此时飞机受到的俯仰力矩为

$$\begin{aligned} M = \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{c} C_m S + T_p l_p - T_{MR} l_{MR} - \\ N'_m l'_{Nm} - F'_m l'_{Fm} - M_q \end{aligned} \quad (14)$$

其中， M_q 是俯仰角速率引起的阻尼力矩。随着滑跑速度继续增加，旋翼拉力也继续增加，直至能够克服重力，拉起飞机，脱离地面约束，进入离地爬升阶段。若保持飞机姿态及爬升速率不变，即稳态爬升，则纵向力与俯仰力矩依旧保持平衡。即

$$\begin{cases} M = \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{c} C_m S + T_p l_p - T_{MR} l_{MR} = 0 \\ L + T_{MR} \cos \alpha_{MR} + T_p \sin \alpha - G \cos \gamma = 0 \end{cases} \quad (15)$$

2 滑跑起飞近地约束分析

某型无人旋翼机采用前三点着地，后轮悬空式设计(如图 1)，2 个主轮的间距宽于机身(如图 3)，这样的设计方式有助于起飞近地阶段对姿态进行约束，防止触地倾翻。为了使飞机在离地前姿态能保持在约束范围内，并以约束范围内的姿态角离地起飞，在主轮及后轮起落架安装力传感器感受地面支反力，并引入反馈回路。

2.1 俯仰角约束

该旋翼机设计了一个内嵌式悬空后轮，用来约束 $\Delta\alpha$ 。如图 1，则有

$$\Delta\alpha \in \left[0, \arctan \frac{h_r}{l_{rm}} \right] \quad (16)$$

若机体轴纵轴平行于跑道，并且跑道的坡度很小，近似为零，则有 $\theta = \Delta\alpha$ 。对 h_r 和 l_{rm} 的设计要考

考虑爬升阶段的姿态角, 一般希望飞机离地进入爬升阶段后, 俯仰姿态角在式 (16) 的约束范围内, 故应采取相应的控制策略, 在整个滑行阶段尽量避免后轮触地, 在主轮离地后就进入爬升阶段, 避免出现主轮离地, 后轮仍然触地滑行的情况, 造成离地前姿态角过大。

2.2 滚转角约束

该旋翼机在空中飞行, 对滚转姿态的操纵主要来自旋翼, 而在地面滑行阶段, 2 个主轮也提供滚转力矩。在飞机离地起飞前后, 应保持滚转角尽量小, 以免离地后产生侧滑触地。

图 3 为飞机前视图, 其中, T_p 为螺旋桨发动机的推力, 将重心 O 与主轮着地点投影到同一平面内, 重心到飞机底盘的距离 h_g 如式 (7), l_{gm} 为重心 O 到主轮着地点的距离, h 为 O 点相对地面的飞行高度。由图 3 可知, 当 h 在约束高度范围内, 即 $h \in [h_g, l_{gm}]$ 时, 滚转角 ϕ 的约束可表示为:

$$\begin{cases} \phi(h) \in [-f(h), f(h)] \\ f(h) = \arcsin \frac{h}{l_{gm}} - \arcsin \frac{h_g}{l_{gm}} \end{cases} \quad (17)$$

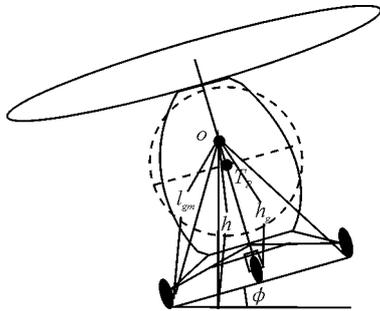


图 3 滚转角约束

3 起飞控制策略

根据上述分析, 要求飞机离地瞬时, 俯仰角在约束范围内, 如式 (16), 且横侧向尽量无运动趋势, 即要求起飞时俯仰和滚转力矩保持平衡。首先, 离地前旋翼拉力尚不足拉起飞机, 多余部分重力通过前轮和主轮卸载到地面上, 地面支撑力、飞机重力和旋翼拉力维持力和力矩平衡, 前轮与主轮先后离地, 飞机逐渐失去地面约束, 仅由重力、发动机推力和旋翼拉力产生力矩, 而发动机推力在飞机对称面内与机体轴纵轴平行, 因此, 要求无人旋翼机起飞时旋翼拉力尽量保持在纵向对称面内, 以免离地后滚转力矩失去平衡, 引起侧向滑移, 导致起飞触地; 其次, 离地前, 由于地面约束无法借助俯仰角

反馈控制旋翼拉力产生的俯仰力矩, 为此在主轮起落架和后轮安装力传感器感受地面垂向力。离地前要求左右 2 个主轮受到地面支撑力相等, 后轮保持悬空, 即

$$\begin{cases} N_{ml} = N_{mr} \\ N_r = 0 \end{cases} \quad (18)$$

离地爬升后, 失去地面约束, 无法再利用地面支撑力反馈控制, 故引入姿态及侧向位移反馈抑制姿态变化及横侧向滑移。纵向俯仰姿态控制如图 4。

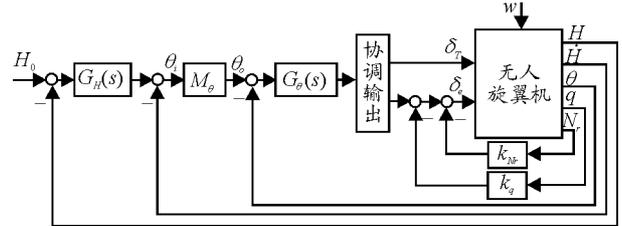


图 4 俯仰姿态控制

图 4 中, k_{N_r} 为后轮直接力反馈系数, k_q 为俯仰角速率阻尼反馈系数, w 为外界风扰动, $G_\theta(s)$ 为俯仰姿态控制器, $G_H(s)$ 为高度控制器, δ_T 为发动机油门舵操纵量, δ_e 为桨盘纵向俯仰操纵量, 协调输出机构根据式 (2) 实验拟合数据, 得出旋翼拉力与发动机推力的间接关系, 给出 δ_T 与 δ_e 的输出量, 保证俯仰姿态平衡。机轮受地面的摩擦为滑动摩擦, 对飞机姿态影响很小, 忽略不计。考虑俯仰姿态角 θ 受式 (16) 的强约束, 引入变参数饱和环节 M_θ , 其特性为

$$\theta_o = \begin{cases} \arctan \frac{h_r}{l_{rm}} & \theta_i > \arctan \frac{h_r}{l_{rm}} \\ \theta_i & \theta_i \leq \arctan \frac{h_r}{l_{rm}} \end{cases} \quad (19)$$

式中, θ_i 和 θ_o 分别为该环节的输入和输出。以上对于纵向控制, 只需要保持姿态平稳, 飞机就可平稳爬升。对于横侧向, 除了保持姿态平稳, 侧向滑移的抑制更为重要, 横侧向控制如图 5。

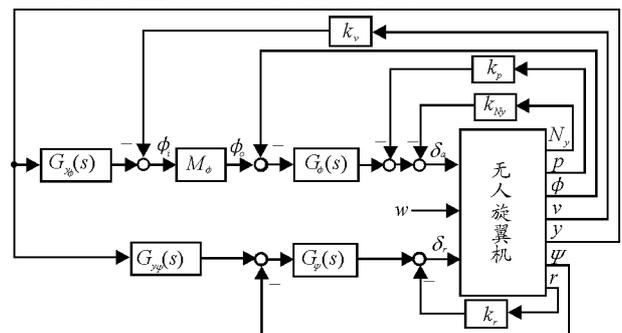


图 5 横侧向姿态及滑移控制结构图

图 5 中, 旋翼机输出量 $N_y = N_{mr} - N_{ml}$ 为两主轮所受地面支撑力的差; k_{N_y} 为主轮直接力反馈系数; k_p 为滚转角速率反馈系数; k_v 为侧滑速率反馈系数; k_r 为偏航角速率反馈系数; w 为外界风扰动; $G_\phi(s)$ 和 $G_\psi(s)$ 为姿态控制器; $G_{y\phi}(s)$ 和 $G_{y\psi}(s)$ 为滑移控制器; δ_a 为桨盘横向滚转操纵量; δ_r 为方向舵操纵量。滚转姿态角 ϕ 受式 (17) 的强约束, 引入变参数饱和环节 M_ϕ , 其特性为

$$\phi_o = \begin{cases} f(h) & \phi_i > f(h) \\ \phi_i & |\phi_i| \leq f(h) \\ -f(h) & \phi_i < -f(h) \end{cases} \quad (20)$$

ϕ_i 和 ϕ_o 分别为该环节的输入和输出。离地后, M_ϕ 使得控制器在姿态约束的前提下抑制滑移。地面支撑力、姿态和滑移控制共同确保起飞平稳, 两者相互补充。高度控制的稳定性对起飞安全也至关重要, 但在地面滑行阶段旋翼拉力还不足以拉起飞机, 若直接采用高度闭环控制, 易导致离地升降速度较大, 不利于起飞安全, 故不宜直接采用高度闭环策略。

4 地面小高度滑跑起飞试验

小高度试飞即飞行高度较小, 以验证控制方案的有效性。对象无人旋翼机重 150 kg, 单片桨叶长 4 m。试飞环境为: 跑道场地平坦近似无坡度, 风速约 3.9 r/min。考虑风转旋翼的特点, 在选择滑跑起飞方向上, 尽量选择与风速平行的方向迎风起飞, 减少机体所受的侧风。试验前, 开启发动机, 并将旋翼预转达到 40 r/min 左右, 开始遥测数据接收计时, 然后发出指令让飞机加大油门, 增加发动机推力, 进行自主滑跑起飞。当爬升到 40 m 高度, 飞机进入平直飞状态, 然后开启地面控制, 操纵飞机返航降落。接收遥测数据, 绘制飞机自主起飞段的相对高度、桨盘和机身俯仰角以及侧向运动曲线如图 6。图 4、5 中, 位置控制器 $G_H(s)$ 、 $G_{y\phi}(s)$ 和 $G_{y\psi}(s)$ 以及姿态控制器 $G_\theta(s)$ 、 $G_\phi(s)$ 和 $G_\psi(s)$ 均采用 PI 形式, 如纵向通道控制器与控制参数表示为:

$$\begin{aligned} G_H(s) &= k_{HP} + k_{HI} \cdot \frac{1}{s} \\ G_\theta(s) &= k_{\theta P} + k_{\theta I} \cdot \frac{1}{s} \end{aligned} \quad (21)$$

横侧向通道控制器表示形式类似。除各控制器, 其

余参数为反馈系数, 具体数值选取见表 1、表 2。

表 1 纵向通道控制参数

参数	取值	参数	取值		
$G_H(s)$	k_{HP}	0.13	$G_\theta(s)$	$k_{\theta P}$	0.32
	k_{HI}	0.04		$k_{\theta I}$	0.10
k_{N_r}	2.09	k_q	0.37		

表 2 横侧向通道控制参数

参数	取值	参数	取值		
$G_{y\phi}(s)$	$k_{y\phi P}$	0.24	$G_{y\psi}(s)$	$k_{y\psi P}$	0.35
	$k_{y\phi I}$	0.03		$k_{y\psi I}$	0.05
$G_\phi(s)$	$k_{\phi P}$	0.53	$G_\psi(s)$	$k_{\psi P}$	0.26
	$k_{\phi I}$	0.07		$k_{\psi I}$	0.02
k_{N_r}	1.93	k_r	0.13		
k_v	1.49	k_p	0.57		

某型无人旋翼机采用高重心配置, 发动机推力增加, 前飞速度增加, 旋翼拉力随之增加, 俯仰力矩仍保持平衡, 但旋翼拉力增加可以拉起飞机, 因此, 旋翼桨盘俯仰角尚未增加, 飞机便可离地, 如图 6(a)、(b), 20 s 时刻, 桨盘及机身尚无俯仰姿态变化, 机体已离地, 这一特征类似直升机。此时飞机离地高度很小, 该型旋翼机旋翼桨盘有 +10° 的初始安装角, 为保持机身姿态在约束范围内, 防止后轮或旋翼桨盘后倾触地, 不必增加旋翼桨盘俯仰角。在爬升阶段, 增加桨盘俯仰角的同时, 增加发动机推力, 因此机身姿态角响应较之旋翼有滞后, 但滞后时间很短。当飞机爬升到指定高度后, 再恢复俯仰姿态角。飞机在地面滑行阶段, 受地面约束, 滚转角基本为零。离地后, 因旋翼前行桨叶与后行桨叶受空气动力不对称, 及受侧风干扰等因素影响, 造成桨盘拉力侧倾, 使机身产生约 3° 的横滚, 产生侧向滑移, 为防止触地, 及时操纵旋翼横滚, 将飞机拉回航线。起飞过程中, 飞机产生了 4 m 左右的侧向滑移。航向角的响应相对侧向滑移有滞后, 这是因为飞机先获得侧向滑移速度, 再产生侧滑角, 方向舵在侧风的作用下, 产生气动力消除侧滑, 这时应控制航向, 避免飞机偏离航线。为防止产生气流角过大, 航向角的操纵应配合滚转控制, 主要利用滚转产生侧力, 将飞机拉回航线, 航向控制作为辅助手段, 故航向角比滚转角先恢复到零。当航向角和滚转角先后恢复到零以后, 由于惯性作用, 飞机仍会滑移, 最后在空气阻力作用下停止滑移, 故在控制策略设计及参数选取方面应达到在飞机将要回到航线的时候及时恢复姿态角, 以免飞机沿航线左右两侧来回偏转, 如图 6(c)。