

在线滚动优化下的无人自转旋翼机自动起飞控制

王寅^{1†}, 王道波²

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016; 2. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 自转式旋翼机的旋翼是一种无动力升力装置, 旋翼需来流吹动旋转而获得升力, 因此自转旋翼机大多采用滑跑方式起飞. 由于自转旋翼机具有特殊的气动特性和操纵特点, 基于姿态控制的滑跑起飞策略不能直接用于无人自转旋翼机的起飞控制. 本文针对无人自转旋翼机所特有的旋翼桨盘迎角、地速和气动升力之间相互约束和制约的特点, 在分析无人自转旋翼起飞阶段动力学特性的基础上, 提出了一种基于在线滚动优化理论的无人自转旋翼机起飞控制方法. 通过预测未来有限时间内无人自转旋翼机的运动状态, 得到起飞过程的最优控制序列, 能够维持无人自转旋翼机在起飞过程中始终具有足够的升力和合适的爬升角. 通过仿真验证和分析, 证明了本文所提出的控制算法能够实现无人自转旋翼机的平稳起飞.

关键词: 无人机; 自转旋翼机; 起飞控制; 滚动时域控制; 遗传算法

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Autonomous takeoff controller design for the unmanned gyroplane with online receding horizon control algorithm

WANG Yin^{1†}, WANG Dao-bo²

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China;

2. College of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China)

Abstract: The rotor of the gyroplane is a type of non-powered lifting devices, which requires the incoming air stream to generate aerodynamic forces. Because of the special aerodynamic characteristics and manipulability of the gyroplane, the conventional attitude-based takeoff control strategy cannot be directly applied. In this paper, we present an unmanned gyroplane take-off control approach based on the concept of receding horizon control theory, which is capable of dealing with the nonlinear coupling effects between rotor disk tilt angle, ground velocity and lifting force of the gyroplane during the takeoff process. The future dynamics of the gyroplane are predicted and introduced to the takeoff controller, and the optimal control sequence is then determined through a genetic algorithm. The newly developed method is able to maintain sufficient lifting force and appropriate climbing angle during the takeoff. A series of simulations demonstrated the efficiency and flexibility of the proposed algorithm.

Key words: unmanned aerial vehicles; gyroplane; takeoff control; receding horizon control; genetic algorithm

1 引言(Introduction)

自转式无人旋翼机(unmanned gyroplane)是一种以无动力自转旋翼作为主要升力面及操纵面, 以推进器作为推进动力的旋翼类飞行器, 具有结构简单、经济性好、起降距离短、飞行安全性高等优良的性能^[1-2], 在民用及部分军用场合有着较为广阔的应用前景.

旋翼类飞行器的动力学特性往往具有强耦合性和非线性等特点, 因此基于线性控制理论的旋翼飞行器控制律设计方法往往不能保证控制性能的整体最优

性. 近年来, 线性控制方法, 如: 基于Lyapunov稳定性理论的控制方法、基于微分几何理论的输入/状态反馈线性化、输入/输出反馈线性化以及直接反馈线性化方法、backstepping方法、变结构滑模控制方法等, 已广泛的应用于旋翼飞行器的飞行控制中, 取得了许多重要的研究成果^[3-7].

自转式无人旋翼机(以下简称无人旋翼机)的旋翼是一种无动力升力装置, 因此它无法像直升机一样由动力装置驱动旋翼产生拉力垂直起飞, 而是与固定翼飞机类似, 需要推进器产生前向推力使无人旋翼机获

收稿日期: 2015-05-18; 录用日期: 2015-11-05.

[†]通信作者. E-mail: yinwangee@nuaa.edu.cn; Tel.: +86 13813995163.

国家自然科学基金项目(61503185), 中央高校基本科研业务费专项资金项目(NS2014090)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61503185) and Fundamental Research Funds for the Central Universities (NS2014090).

得前向速度, 旋翼经来流吹动旋转而获得足够升力实现起飞. 由于无人旋翼机在气动力产生机制与操纵方式上兼有固定翼飞机与直升机的特点, 因此无人旋翼机起飞过程控制规律设计除了具有常规的固定翼飞机和直升机起飞控制的一般问题外, 也具有其独特的问题特性. 从现有的文献资料来看, 国内外对无人旋翼机的自动起飞控制的研究还并不多见. Lin等采用非线性动态逆设计了一种小型无人旋翼机的姿态控制回路^[8]. Zhang等学者提出了一种基于模糊理论和滑模控制的无人旋翼机纵向通道控制方法^[9]. 针对无人旋翼机气动特性复杂的问题, 雷旭升等人通过结合自适应控制理论和遗传算法, 提出了一种小型无人旋翼机系统模型的辨识方法^[10]. 南京航空航天大学在无人旋翼机自动控制方面也做了大量的研究工作, 陈淼等针对无人旋翼机的滑跑起飞过程进行了数学建模, 并提出了一种基于系统辨识理论的旋翼机姿态控制器参数整定方法^[11]. 王道波教授等针对无人自转旋翼机的协调转弯问题, 设计了转弯飞行的导航和控制方法^[12].

对于无人旋翼机的起飞过程而言, 自转旋翼需要保持一定的转速提供足够升力, 因此旋翼桨盘与来流需保持一定的迎角以吹动旋翼旋转. 但另一方面, 无人旋翼机的气动阻力也会随着桨盘迎角的增加而迅速增大, 从而降低无人旋翼机的前向速度和来流速度. 因此, 无人旋翼机的自动起飞控制不能采用固定翼飞机滑跑起飞的控制策略, 即以一定的俯仰角爬升. 而是需要综合考虑来流速度、旋翼转速、旋翼迎角以及旋翼机俯仰角等因素的相互制约关系, 通过桨盘迎角与旋翼转速的综合控制, 实现无人旋翼机的平稳起飞.

本文通过分析无人旋翼起飞阶段的动力学特性, 在已有的工作基础上, 针对无人旋翼所特有的桨盘迎角与气动升力相互约束的问题特性进行建模, 并结合模型预测控制理论和遗传算法优化方法提出一种无人旋翼机自动起飞控制律设计方法, 从而实现无人旋翼机短距起飞控制.

本文分为如下几个部分: 第2部分分析了无人旋翼起飞阶段的动力学特性. 第3部分详细描述了本文所提出的基于预测控制理论和遗传优化方法的无人旋翼机自动起飞阶段的控制规律设计方法, 第4部分通过仿真验证所提出的起飞控制律有效性与可行性.

2 无人旋翼飞行器起飞阶段运动模型分析 (Dynamics of the gyroplane takeoff process)

无人旋翼机在滑跑起飞过程的描述如下: 初始阶段, 为减小气动阻力从而尽快获得前向速度, 在此过程中旋翼机桨盘迎角很小, 旋翼依靠自转机构产生一定的初始转速, 此时旋翼产生的升力较小, 无人旋翼机以三轮着地的方式滑行. 当前向速度达到一定值时,

桨盘迎角迅速增大以尽快增加旋翼转速, 桨盘升力随之增加. 由于桨盘迎角后倾, 桨盘拉力增大后引起无人旋翼机前轮抬起, 此时需要迅速减小桨盘倾角以防止离地后俯仰角迅速增大引起的失速. 另一方面, 当桨盘迎角迅速减小后又降低桨盘的迎流面积, 导致桨盘转速增量的降低从而增加了起飞的滑行距离. 因此, 在起风过程中需要对桨盘迎角进行优化控制, 从而以最短的滑行距离起飞.

2.1 无人旋翼机三轮着地滑行(Unmanned gyroplane taxiing with three wheels)

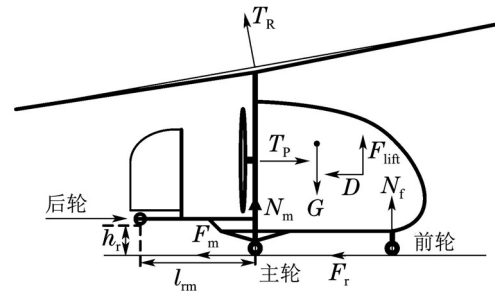


图 1 无人旋翼机三轮着地面滑跑受力分析

Fig. 1 Force analytical graph of unmanned gyroplane takeoff process when all wheels are grounding

为简化模型, 本文假设无人旋翼机在三轮着地滑行阶段, 速度方向与地面平行, 来流迎角固定不变. 无人旋翼机的纵向运动方程为

$$\begin{cases} m\dot{v}_x = T_p \cos \theta - T_R \sin \alpha_M - D_m, \\ m\dot{v}_z = m(v_x \omega_y - v_y \omega_x) + mg \cos \theta \sin \varphi + \\ \quad T_R \cos \alpha_M, \\ \dot{H} = v_x \cos \theta - v_z \sin \theta, \\ \dot{\omega}_y = M/I_y, \\ \alpha_M = \theta + \delta_a, \\ T_R = f(\alpha_M, v_x). \end{cases} \quad (1)$$

上式中: m 为无人旋翼机质量, G 表示无人旋翼的重力, θ 为机身俯仰角, φ 为机身滚转角, δ_a 表示桨盘倾斜角, α_M 表示旋翼桨盘迎角, M 为俯仰力矩, T_p 为推进器的推力, 假设在起飞阶段为常数. 旋翼拉力 T_R 与旋翼转速 n_R 相关, $f(\alpha_M, v_x)$ 为旋翼桨盘迎角 α_M 与前向速度 v_x 的非线性函数. N_f 和 N_m 为地面对无人旋翼机的支撑力. M 为无人旋翼机的俯仰力矩, I_y 为绕 y 轴的转动惯量.

忽略地面摩擦力产生的俯仰力矩, 三轮滑行阶段旋翼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, 前轮和主轮的支反力力矩, 即

$$M = T_p l_p - T_R l_R + N_f l_f - N_m l_m, \quad (2)$$

式中 l_p , l_R , l_f , l_m 分别为各力对应的力臂, 在地面约束下得出力与力矩的平衡方程.

$$\begin{cases} F_{\text{lift}} + T_R \cos \alpha_M + \\ T_p \sin \alpha + N_f + N_m - G = 0, \\ M = 0, \end{cases} \quad (3)$$

当逐渐加大发动机推力使得滑跑速度增加,通过操纵桨盘迎角,改变飞机受到的俯仰合力矩,使 N_f 逐渐减小,前轮离地进入前轮抬起滑行阶段。

2.2 无人旋翼机抬起前轮滑行 (Unmanned gyroplane taxiing with front wheel lift up)

前轮抬起滑行阶段,主轮与重心的相对位置没有变化,但主轮受地面的支反力与摩擦力对重心的力臂发生了变化,如图2所示。

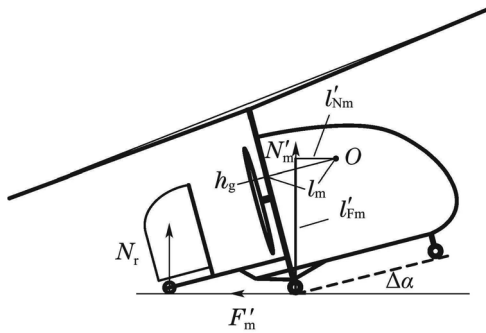


图2 无人旋翼机前轮抬起时滑跑受力分析

Fig. 2 Force analytical graph of unmanned gyroplane takeoff process when the front wheel lifting

相比三轮滑行,机身迎角增加 $\Delta\alpha$,则主轮受地面支反力 N'_m 与摩擦力 F'_m 的力臂分别为 l'_{Nm} 和 l'_{Fm} :

$$\begin{aligned} l'_{Nm} &= (l_m - h_g \tan \Delta\alpha) \cos \Delta\alpha, \\ l'_{Fm} &= (l_m - h_g \tan \Delta\alpha) \sin \Delta\alpha + h_g / \cos \Delta\alpha. \end{aligned} \quad (4)$$

后轮只有在着地的情况下,才会受到地面支反力 N_r ,从而对重心产生力矩,力臂表达式为

$$l_{Nr} = \sqrt{h_r^2 + l_{rm}^2} + l'_{Nm}, \quad (5)$$

式中 h_r 和 l_{rm} 分别为飞机在静止状态下,后轮与地面的垂直高度以及与主轮的水平距离,如图2所示。后轮着地时 $\Delta\alpha$ 达到最大,可表示为

$$\Delta\alpha_{\max} = \arctan \frac{h_r}{l_{rm}}, \quad (6)$$

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所受合外力平衡,平衡方程可表示为

$$\begin{aligned} F_{\text{lift}} + T_R \cos \alpha_R + \\ T_p \sin (\alpha + \Delta\alpha) + N_r + N_m - G = 0. \end{aligned} \quad (7)$$

此时飞机受到的俯仰力矩为

$$\begin{aligned} M = \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{c} C_m S + T_p l_p + N_r l_{Nr} - \\ T_R l_{R} - N'_m l'_{Nm} - F'_m l'_{Fm}, \end{aligned} \quad (8)$$

随着滑跑速度继续增加,旋翼拉力 T_R 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

$$\begin{cases} M = \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{c} C_m S + T_p l_p - T_R l_R = 0, \\ F_{\text{lift}} + T_R \cos \alpha_R + T_p \sin \alpha - G = 0, \end{cases} \quad (9)$$

其中: C_m 为机身气动力矩系数, \bar{c} 为平均气动弦长。

3 基于在线滚动优化无人旋翼机起飞控制 (Online receding horizon optimization based unmanned gyroplane take off control)

3.1 无人旋翼机起飞控制器结构 (The structure of the unmanned gyroplane take off controller)

在无人旋翼机以桨盘大迎角滑行时,当无人旋翼机前轮抬后,由于桨盘与来流方向的迎角进一步增大,旋翼转速增量随之增加。如果始终保持大桨盘迎角,在旋翼机离开地面后,由于地面俯仰力矩约束的消失,能够导致旋翼机俯仰角迅速增大,导致旋翼拉力形成速度方向上的阻力,降低了来流速度从而使得旋翼机的升力迅速减小,导致无人旋翼机离地后失速。因此,通过保持固定俯仰角起飞的控制规律不能直接应用于无人旋翼机的起飞控制。在无人旋翼机的起飞过程需要根据无人旋翼机的旋翼转速及其增量、俯仰角以及过载等信息实时调整桨盘倾斜角。由于桨盘转速与旋翼机前行速度、旋翼迎角以及俯仰角之间存在复杂的非线性关系,因此难以通过解析形式确定桨盘控制器的形式。为解决这一问题,本课题将提出一种基于模型预测理论的桨盘控制器,以遗传算法实时优化桨盘控制器参数,实现无人旋翼机的起飞控制。

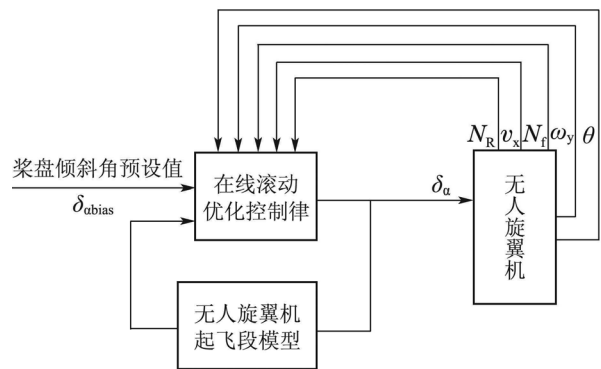


图3 无人旋翼机自动起飞控控制器原理图

Fig. 3 Schematic diagram of the proposed unmanned gyroplane taking off controller

3.2 无人旋翼机起飞控制规律 (Take off control law design of the unmanned gyroplane)

针对无人旋翼机起飞过程中具有的桨盘迎角、旋翼转速和桨盘升力之间复杂的非线性问题特性,本文将桨盘迎角对无人旋翼机状态量变化的预测引入到起飞过程控制中,提出一种基于在线滚动优化^[13]的无

人旋翼机起飞控制规律. 假设 $u(t: t+L)$ 表示从 t 时刻开始窗口长度为 L 的一组控制序列, 并令 $\mathbf{X}\{t\}$ 表示当前时刻无人旋翼机的状态变量. $J(\mathbf{X}\{t\}, u(t: t+L))$ 表示 t 时刻下状态 $\mathbf{X}\{t\}$ 通过控制序列 $u(t: t+L)$ 得到的目标函数. 基于滚动优化的无人旋翼机主要工作过程如下:

Step 1 由 t 时刻的状态 $\mathbf{X}\{t\}$, 求解有限时间窗口 L 内的最优控制序列;

Step 2 在控制时域范围 $T_c(t < T_c < t+L)$ 内执行最优控制输入;

Step 3 在 $t = t + T_c$ 时刻重复 Step 1 和 Step 2.

3.2.1 俯仰角约束(Pitch angle constraint)

无人旋翼机起飞过程中要求旋翼机保持一定的俯仰角, 以获得合适的爬升率. 因此, 起飞过程的俯仰角约束可以表示为

$$J_\theta = \begin{cases} \sum_{k=t}^{t+L} [\theta_d(k) - \hat{\theta}(k)]^2, & n_R(k) > 280, \\ P_1 \sum_{k=t}^{t+L_{RH}} [\hat{\theta}(k)]^2, & \text{其他.} \end{cases} \quad (10)$$

其中: $\theta_d(k)$ 表示 k 个采样时刻俯仰角的指令值, $\hat{\theta}(k)$ 表示 k 时刻无人旋翼机俯仰角的估计值, 可以由式(1)递推得到, L 为预测时长. P_1 为惩罚因子, $n_R(k)$ 为较大的常数, 保证了无人旋翼机旋翼能够旋翼升力较小时(即旋翼转速较低, 尚不能达到起飞时所需的最低转速的情况下), 能够始终保持三轮滑行状态.

3.2.2 旋翼转速约束(Rotor speed constraint)

为保证无人旋翼机能够以最短的时间起飞, 这需要旋翼转速能够在最短时间内达到起飞所需的转速, 这类约束条件可以表示为

$$J_{NR} = A \exp^{-\sum_{k=t}^{t+L-1} c[\hat{n}_R(k+1) - \hat{n}_R(k)]}, \quad (11)$$

$$c = \begin{cases} 1, & \hat{n}_R(k+1) - \hat{n}_R(k) \geq 0, \\ -1.5, & \hat{n}_R(k+1) - \hat{n}_R(k) < 0, \end{cases}$$

其中: A 为常数, $\hat{n}_R(k)$ 表示 k 个采样时刻旋翼转速的预测值. 当旋翼转速增加越快时, J_{NR} 的值越小. 反之, 当旋翼转速增加较慢或出现波动时, J_{NR} 的值越大.

3.2.3 俯仰力矩约束(Pitch moment constraint)

无人旋翼机在离地前的一段时间内会以前轮抬起的方式滑行, 以获取足够的升力和一定的起飞迎角. 如图2所示, 由于尾部辅助轮的约束旋翼机的俯仰角最大值被限定在某一固定值. 如果离地前后轮所产生的力矩过大, 在离地瞬间由于地面约束消失使得俯仰力矩失衡, 将会导致无人旋翼机的俯仰角迅速增加, 从而使得前行速度降低进而降低旋翼升力, 极易造成起飞离地后失速的事故. 因此, 在无人旋翼机离地前必须对其俯仰力矩进行控制.

$$J_M = \begin{cases} 1 - \sum_{k=t}^{t+L} \exp \frac{-(\hat{N}_r(k))^2}{20}, & |\hat{N}_r(k)| \leq 60, \\ P_2 - \sum_{k=t}^{t+L} \exp \frac{-(\hat{N}_r(k))^2}{20}, & \text{其他,} \end{cases} \quad (12)$$

其中: $\hat{N}_r(k)$ 表示 k 时刻地面对尾部辅助轮的支持力的估计值, P_2 为惩罚因子, 选取为较大的常数. 当地面对无人旋翼机的约束力较大时, 说明此时旋翼机具有多余的俯仰力矩, 当地面约束消失时会导致俯仰角的迅速增大.

综合考虑上述起飞过程中的约束因素, 旋翼迎角控制器在 $[t: t+L]$ 的有限时间内最优的控制序列输出如下:

$$u^*[t: t+L] = \arg \min J(\mathbf{X}[t], u[t: t+L]), \quad (13)$$

$$J = w_1 J_{NR} + w_2 J_\theta + w_3 J_M, \quad (14)$$

其中 w_1 , w_2 和 w_3 为常数, 表示起飞过程中每一项约束的权重. 由第2节对无人旋翼机起飞阶段的动力学分析可知, 无人旋翼机在 $[t: t+L]$ 的有限时间内状态与 t 时刻状态 $\mathbf{X}\{t\}$ 和 $[t: t+L]$ 时间内的控制序列 $u[t: t+L]$ 有关. 因此可以根据无人旋翼机在 t 时刻的初值 $\mathbf{X}\{t\}$ 和控制序列推测其在 $[t: t+L]$ 时间内的状态.

3.3 基于遗传算法的在线滚动优化 (A genetic algorithm based online receding horizon optimization)

对于如式(13)所描述的多步最优决策问题, 通常可以采用数学规划方法求解. 但由于无人旋翼机旋翼转速、桨盘迎角、俯仰角等因素相互耦合、制约. 基于数学规划的求解策略用于这类非线性、多变量以及大规模搜索空间组合优化问题时常会面临“维数灾难”问题. 为解决这一问题, 本文提出了一种基于遗传算法的求解思路. 针对本文所涉及的控制设计问题, 下文给出遗传算法求解的各个步骤:

Step 1 染色体编码.

对于式(13)中的优化问题, 控制量为桨盘的倾斜角, 其一组可行解为 $1 \times L$ 维的向量 \mathbf{g} , 考虑到无人旋翼机桨盘迎角的行程, 控制序列 $u(t)$ 中的每一个元素都应当满足

$$u(t) \in [-\delta_{a \max}, \delta_{a \max}].$$

以每一组可行解作为一条染色体, 通过随机方式生成 M 条初始染色体: $\mathbf{G} = \mathbf{g}_1, \mathbf{g}_2, \dots, \mathbf{g}_M$;

Step 2 适应性评估.

将集合 G 中的每条染色体所表示的解用于式(13)的代价函数;

Step 3 选择、变异与交叉.

在获得初始的染色体集及其适应度指标后, 通过选择、交叉与变异操作^[14] 以获得适应度更高的染色体, 即更优的控制序列.

如图4所示,基于在线滚动优化的无人旋翼机自动起飞控制算法的流程如下:

Step 1 获取无人旋翼机当前状态 $\mathbf{X}\{t\}$, 并初始化未来 L 时间内的控制序列 $\mathbf{G}_{M \times L}$. 其中: M 表示染色体的种群数量, L 表示单个染色体的长度, 即预测窗口的长度;

Step 2 根据式(1)–(8)中的无人旋翼机动力学模型和控制序列 $\mathbf{G}_{M \times L}$, 预测无人旋翼机在未来有限时间 $[t, t + L]$ 内的状态;

Step 3 根据式(14)计算 M 组控制序列的适应度;

Step 4 染色体选择、交叉和变异操作;

Step 5 遗传算法终止条件判断: 染色体适应度小于设定值或算法运行时间超过最大时间. 若符合条件, 则结束进化算法. 返回当前的最优控制序列 $u^*(t : t + L)$. 否则继续;

Step 6 无人旋翼机执行 $u^*(t + 1)$, $t = t + T_{RHC}$; T_{RHC} 为求解 L 步决策问题的时间;

Step 7 重复 Step 1–Step 6 步, 直至结束.

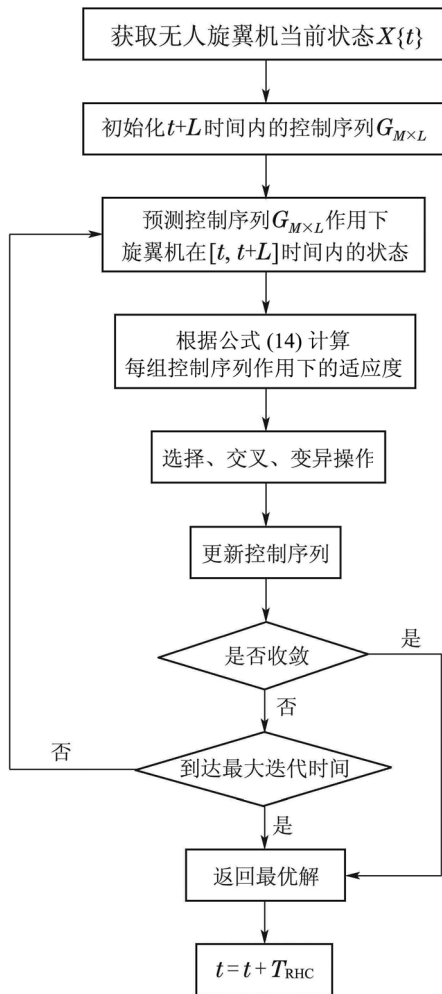


图 4 基于在线滚动优化的无人旋翼机起飞控制算法流程图
Fig. 4 Flow-chart of the online receding horizon optimization based unmanned gyroplane take off control algorithm

单步决策计算时间是本文所提出的控制算法是否可行的决定因素之一, 由于遗传算法的计算时间是控制器的主要时间开销, 本文通过控制进化算法的最长运行时间来保证最优控制序列能够在每个决策周期内完成.

4 仿真结果(Simulation results)

本文所研究的无人旋翼机的基本参数如下, 其参数设置如表1所示, 无人旋翼机起飞阶段纵向动力学模型采用了第2节所述的非线性模型, 在线滚动优化控制器根据旋翼转速(n_R)、俯仰角速度(ω_y)、俯仰角(θ)以及地速(V)输出最优的桨盘倾角, 各测量量的观测协方差分别 $[20 \text{ r}^2/\text{min}^2, 0.05 \text{ rad}^2/\text{s}^2, 0.05 \text{ rad}^2, 1 \text{ m}^2/\text{s}^2]^T$. 无人旋翼机初始速度、旋翼转速初值以及桨盘倾斜角初值均为0. 无人旋翼机推进器推力假设在起飞过程中始终保持120 kg. 仿真总时长20 s, 在线滚动优化控制器的单步决策时间间隔为0.1 s, 预测时长为3 s, 即预测无人旋翼机未来3 s的运动状态, 计算相应的控制序列. 基于遗传算法的在线滚动优化控制算法的主要参数如表2所示.

表 1 无人旋翼机基本参数
Table 1 Parameters of the unmanned gyroplane

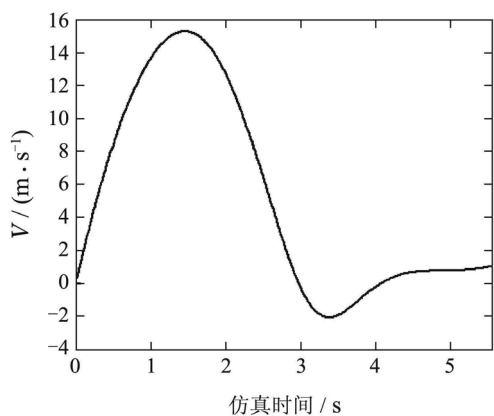
参数	描述	数值
m	无人旋翼机重量	250 kg
T_p	无人旋翼机推进器推力	120 kg
$\Delta\alpha_{\max}$	地面滑行时机体最大迎角	13°
l_r	旋翼拉力等效力臂	1.1 m
l_p	推进器推力等效力臂	0.1 m
$(\delta_{\alpha \min}, \delta_{\alpha \max})$	桨盘倾斜角调节范围	$(0, 20)^\circ$

表 2 滚动优化算法参数
Table 2 Parameters settings of the proposed method

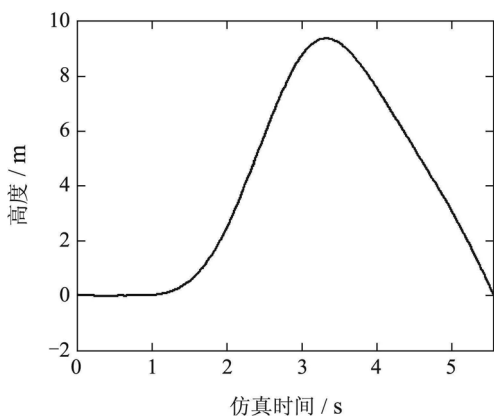
参数	描述	数值
L	预测时长	3 s
T_s	仿真步长	0.02 s
T_{RHC}	单步决策时间	0.1 s
popSize	遗传算法基因数量	50
probmutation	基因变异概率	0.05
max iter time	遗传算法最长迭代时间	0.1 s
w_1	旋翼转速指标权重	0.5
w_2	姿态指标权重	0.3
w_3	俯仰力矩指标权重	0.1

为减小所求控制序列的寻优空间, 保证遗传算法所得解的正确性和快速收敛性. 本文结合前期的工作经验^[15], 将无人旋翼机起飞过程中旋翼桨盘的变化趋势的先验信息用于遗传算法的初始化过程. 使得大多数染色体分布在可行解区域内, 从而避免了由于解空间过大所可能出现的错误解的情况.

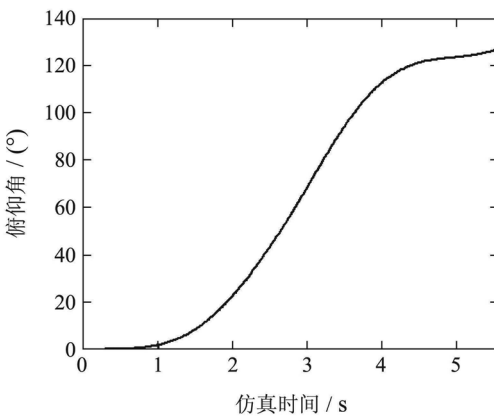
图5为无人旋翼机以固定桨盘倾角(15°)方式起飞过程的仿真结果, 分别给出了无人旋翼机地速、高度和俯仰角随时间的变化规律. 随着无人旋翼机地速的增加, 桨盘拉力逐渐增大使得抬头力矩和升力随之增加. 由图5(b)可见, 在约1.2 s后无人旋翼机离开地面开始爬升, 由于地面约束的消失俯仰力矩突然增大, 无人旋翼机俯仰角迅速增加(图5(c)). 俯仰角的增大使得旋翼相对来流方向的速度迅速降低, 引起旋翼升力的下降, 最终导致无人旋翼机失速.



(a) 滑跑过程速度变换曲线



(b) 滑跑过程高度变换曲线



(c) 滑跑过程俯仰角变换曲线

图 5 基于固定桨盘倾角的无人旋翼机起飞过程仿真
Fig. 5 Simulation results of unmanned gyroplane taking off by using a fixed rotor disk tilt angle

图7为无人旋翼机以给定俯仰角方式起飞过程的仿真结果. 无人旋翼机姿态控制回路采用经典的PID控制器, 其结构如图6所示. $C_1(s)$ 和 $C_2(s)$ 分别为姿态回路和增稳回路的控制器, 假设其控制参数均已整定. 无人旋翼机起飞过程中, 俯仰角给定值以12°的速度从0增加到12°. 如图7(b)所示, 在0~1 s内无人旋翼机桨盘倾斜角较小, 因此旋翼的后向拉力较小, 无人旋翼机地速增加较快. 当桨盘倾斜角逐渐增大后, 旋翼拉力迅速增大(图7(d)). 当旋翼获得足够拉力后, 无人旋翼机开始离开地面, 由于桨盘倾角变化速度的限制, 当无人旋翼机离开地面引起地面约束消失, 仅依靠桨盘倾角变化无法迅速平衡俯仰力矩, 引起俯仰角持续增大从而造成失速. 如图7(c)所示, 在无人旋翼机离地后(3~5 s)桨盘倾斜角的输出明显滞后于旋翼机俯仰角的变化, 是导致失速的主要因素之一.

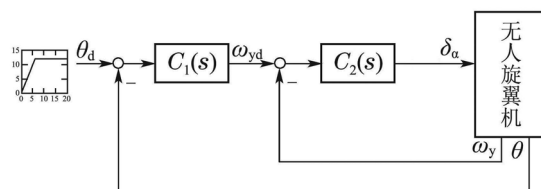
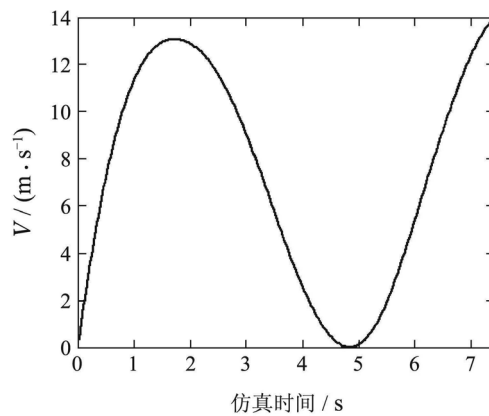
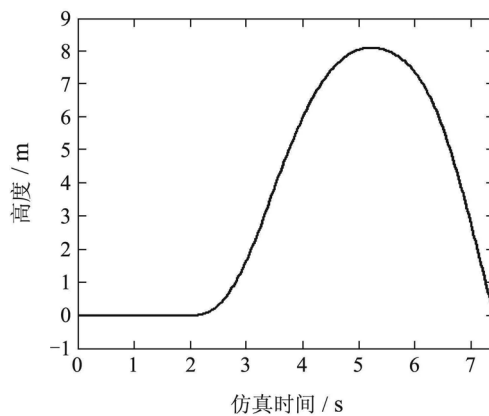


图 6 无人旋翼机俯仰姿态控制回路原理图

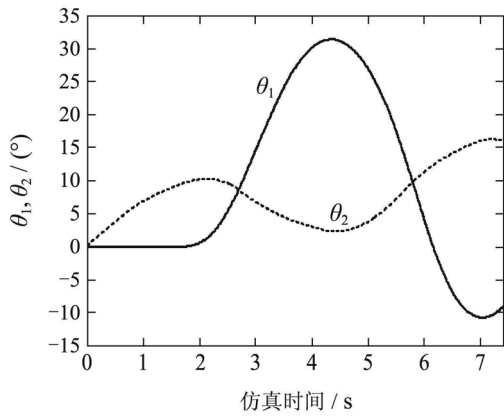
Fig. 6 Schematic diagram of unmanned gyroplane pitch-channel controller



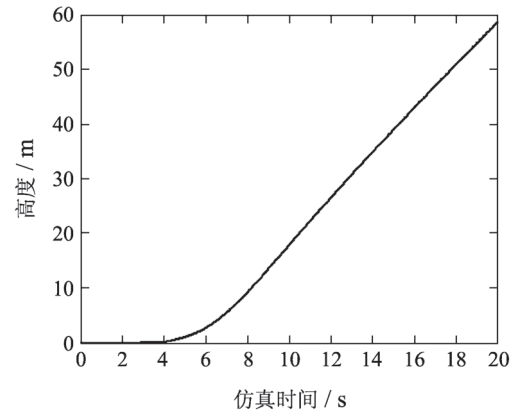
(a) 滑跑过程速度变换曲线



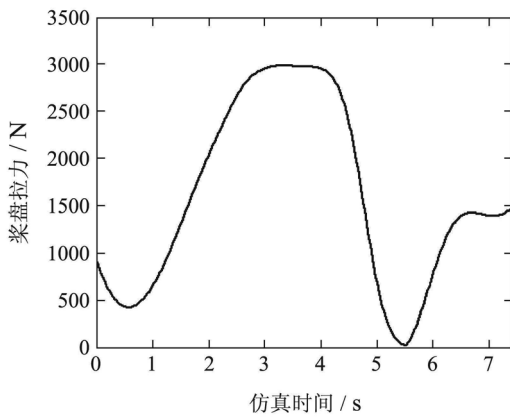
(b) 滑跑过程高度变换曲线



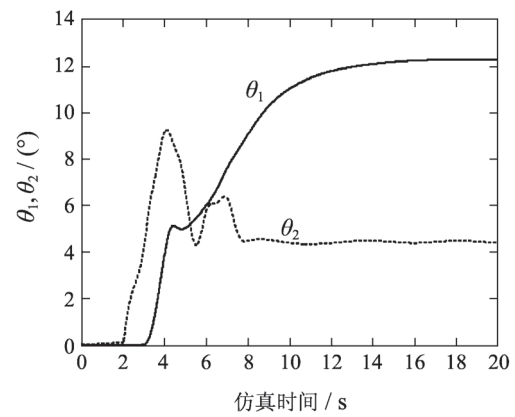
(c) 滑跑过程俯仰角与桨盘倾斜角变化曲线



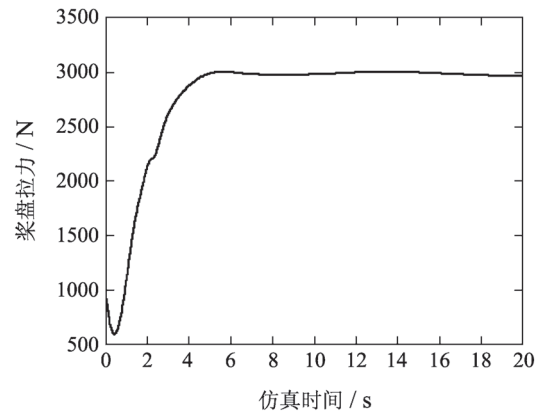
(b) 滑跑过程高度变换曲线



(d) 滑跑过程桨盘拉力变化曲线



(c) 滑跑过程俯仰角与桨盘倾斜角变化曲线

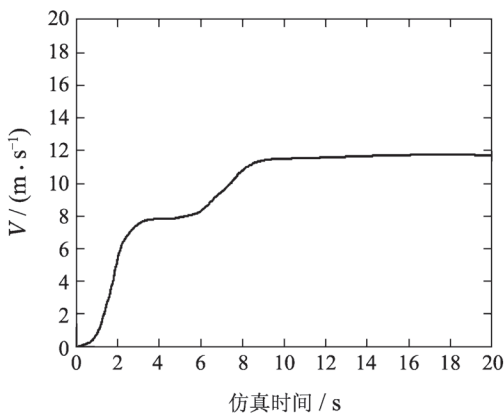


(d) 滑跑过程桨盘拉力变化曲线

图7 基于姿态控制的无人旋翼机起飞过程仿真

Fig. 7 Simulation results of unmanned gyroplane taking off based on pitch commands

图8为采用本文所提出的在线滚动优化控制的无人旋翼机起飞仿真结果. 本文所提出的无人旋翼机起飞控制算法以旋翼转速为主要控制目标, 以俯仰角为约束条件, 从而使无人旋翼机始终具有足够升力保持其向上爬升的趋势. 另一方面, 通过引入俯仰力矩约束, 能够有效改善由于桨盘倾斜角运动速度限制以及地面约束条件变化所导致失速情况.



(a) 滑跑过程速度变换曲线

图8 基于在线滚动优化控制的无人旋翼机起飞过程仿真

Fig. 8 Gyroplane taking off control using the online receding horizon optimization method

图9为无人旋翼机起飞过程中每一决策时刻求解最优控制序列所需要的计算时间. 由图9可见, 大多数决策时刻所需的计算时间约为0.08 s, 说明本文所采用的改进遗传优化算法求解多步决策问题时能够较快收敛. 当遗传优化算法不能很快收敛时, 以最长计算时间作为算法结束条件, 从而保证了算法的实时性要求.

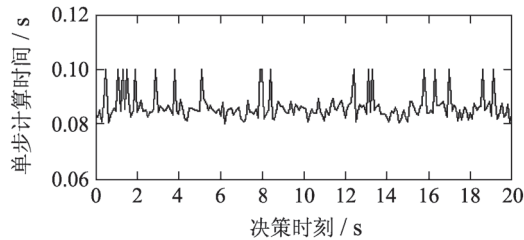


图 9 无人旋翼机起飞过程每一决策时刻计算时间

Fig. 9 The running time of each decision instance during the gyroplane take off process

5 结论(Conclusions)

无人旋翼机的自动起飞控制设计是实现无人旋翼机自主飞行控制的重要组成环节. 由于无人旋翼机独特的结构和传动特性, 其桨盘迎角、地速和气动升力存在很强的非线性耦合关系, 常规的基于姿态控制的滑跑起飞方式不能直接用于无人旋翼机的起飞控制. 本文基于滚动优化理论和遗传算法提出了一种无人旋翼机自动起飞控制律设计方法, 将无人旋翼机的旋翼转速、地速、俯仰力矩以及俯仰角等状态引入控制器, 实现无人旋翼机的平稳起飞. 通过比较性的仿真与分析, 验证了本文所提出的在线滚动优化控制算法用于无人旋翼机起飞控制的有效性和可行性.

参考文献(References):

- [1] LEISHMAN J G. Development of autogyro: a technical perspective [J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(4): 765 – 781.
- [2] 王焕瑾, 高正. 自转旋翼的气动优势和稳定转速 [J]. *航空学报*, 2001, 22(4): 337 – 339.
(WANG Huanjin, GAO Zheng. Aerodynamic virtue and steady rotary speed of autorotaing rotor [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2001, 22(4): 337 – 339.)
- [3] ISIDORI A, MARCONI L, SERRANI A. Robust nonlinear motion control of a helicopter [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2003, 48(3): 413 – 426.
- [4] AVILA V J, BROGLIATO B, DZUL A, et al. Nonlinear modelling and control of helicopters [J]. *Automatica*, 2003, 39(9): 1583 – 1596.
- [5] LEE S, HA C, KIM B S. Adaptive nonlinear control system design for helicopter robust command augmentation [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9(3): 241 – 251.
- [6] 胡春华, 朱纪洪, 孙增圻. 纵列式无人直升机建模及其精确线性化方法研究 [J]. *控制与决策*, 2004, 19(9): 1074 – 1077.
(HU Chunhua, ZHU Jihong, SUN Zengqi. Modelling and exact linearization for an unmanned tandem helicopter [J]. *Control and Decision*, 2005, 9(3): 241 – 251)
- [7] 杜玉虎, 房建成, 盛蔚, 等. 一种小型无人直升机自主起飞控制方法 [J]. *自动化学报*, 2012, 38(8): 1385 – 1392.
(DU Yuhu, FANG Jiancheng, SHENG Wei, et al. An automatic take-off method for small-scale unmanned helicopters [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2012, 38(8): 1385 – 1392.)
- [8] LIN Q, CAI Z, WANG Y. Design, model and attitude control of a model-scaled gyroplane [C] // *Proceedings of IEEE International Conference on Guidance, Navigation and Control Conference*. Yantai, China: IEEE, 2014: 1282 – 1287.
- [9] ZHANG D, CAI Z H, LIN Q. Design of longitudinal stability controller for unmanned gyroplane based on fuzzy sliding mode theory [C] // *Proceedings of IEEE International Conference on Guidance, Navigation and Control Conference*. Yantai, China, 2014: 2088 – 2093.
- [10] 雷旭升, 白浪, 洪晔, 等. 基于自适应遗传算法的小型无人旋翼机系统辨识方法 [J]. *机器人*, 2011, 33(5): 528 – 532.
(LEI Xusheng, BAI Lang, HONG Ye, et al. A system identification method for small unmanned aerial rotorcraft based on the adaptive genetic algorithm [J]. *Robot*, 2011, 33(5): 528 – 532.)
- [11] 陈淼, 王道波, 盛守照, 等. 基于虚拟参考反馈的无人旋翼机姿态控制 [J]. *南昌航空航天大学学报*, 2011, 25(2): 27 – 33.
(CHEN Miao, WANG Daobo, SHENG Shouzhao, et al. Attitude control of unmanned gyroplane based on virtual reference feedback control [J]. *Journal of Nanchang Hangkong University (Natural sciences)*, 2011, 25(2): 27 – 33.)
- [12] 陈淼, 王道波, 盛守照, 等. 无人旋翼机转弯飞行导航控制研究 [J]. *光电与控制*, 2012, 19(3): 6 – 11.
(CHEN Miao, WANG Daobo, SHENG Shouzhao, et al. Study on navigation control of turning flight for unmanned rotorcraft [J]. *Electronics Optics and Control*, 2012, 19(3): 6 – 11.)
- [13] BELLINGHAM J, RICHARDS A, HOW J P. Receding horizon control of autonomous aerial vehicles [C] // *Proceedings of American Control Conference*. LA. USA: [s.n.], 2002: 3741 – 3746.
- [14] HUANG H, TIAN Z G, ZUO M J. Intelligent interactive multiobjective optimization method and its application to reliability optimization [J]. *Lie Transactions*, 2005, 37(11): 983 – 993.
- [15] 陈淼. 自转式无人旋翼机飞行控制技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
(CHENG Miao. *Research on flight control technologies for unmanned gyroplane* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.)

作者简介:

王寅 (1986–), 男, 博士, 讲师, 目前研究方向为无人飞行器飞行控制与导航系统设计与仿真、机舱伺服系统设计与控制, E-mail: yinwangee@nuaa.edu.cn;

王道波 (1957–), 男, 博士, 教授, 博士研究生导师, 目前研究方向为先进飞行器控制律设计与实现、无人机自主飞行控制以及航空发动机控制, E-mail: dbwangpe@nuaa.edu.cn.