

文章编号:1000-8055(2021)10-2052-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20200387

多旋翼无人机弹药发射过程扰动响应特性

王梓旭¹, 王振雄², 李攀¹, 陈鹏², 康凯²

(1. 南京航空航天大学 航空学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016;
2. 军事科学院 防化研究院 北京 102205)

摘 要: 针对多旋翼无人机弹药发射过程的扰动响应问题,建立了弹药发射过程无人机飞行动力学模型。在考虑了基本增稳增控飞行控制的条件下,分析了弹药安装位置、质量、反冲量大小和倾斜发射角等参数对发射过程无人机位置、高度和姿态扰动响应的影响规律。分析表明:对于弹药水平发射,纵向安装位置对无人机水平位置扰动幅值具有重要影响,适当后置弹药安装位置可减小无人机位置扰动幅值,在其他参数一定的条件下,存在无人机位置扰动最小的弹药纵向安装位置。对于弹药倾斜发射,给出了无人机水平位置扰动幅值关于弹药安装位置和倾斜发射角的等值图,可为无人机和弹药的匹配选型问题提供参考。

关 键 词: 多旋翼无人机; 弹药发射; 飞行动力学模型; 扰动响应; 匹配选型

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

Disturbance response characteristics of multi-rotor UAV during ammunition launching

WANG Zixu¹, WANG Zhenxiong², LI Pan¹, CHEN Peng², KANG Kai²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Chemical Defense Institute, Academy of Military Sciences, Beijing 102205, China)

Abstract: Focusing on disturbance response of the ammunition launching process, the flight dynamics model of the multi-rotor UAV (unmanned aerial vehicle) was established based on the idea of multi-body kinetics. The influences of the parameters of ammunition installation position, mass, recoil and tilt launching angle on the position, altitude and attitude disturbance response of UAV during launching were analyzed under the condition of basic stability augmentation and control augmentation flight control. The analysis showed that for the ammunition horizontal launching, the longitudinal installation position had an important influence on the disturbance amplitude of UAV horizontal position, and the appropriate rear ammunition installation position can reduce the disturbance amplitude of position. Under the condition of other certain parameters, there existed the ammunition longitudinal installation position with the least disturbance of UAV position. For ammunition oblique launching, the contour diagram of the disturbance amplitude of UAV horizontal position relating to ammunition installation position and oblique launching angle

收稿日期:2020-09-14

基金项目:航空科学基金(20175752046)

作者简介:王梓旭(1995—),男,博士生,主要从事直升机飞行力学与控制研究。

引用格式:王梓旭,王振雄,李攀,等.多旋翼无人机弹药发射过程扰动响应特性[J].航空动力学报,2021,36(10):2052-2060.

WANG Zixu, WANG Zhenxiong, LI Pan, et al. Disturbance response characteristics of multi-rotor UAV during ammunition launching[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(10): 2052-2060.

was given, which can provide reference for UAV and ammunition matching and selection.

Key words: multi-rotor UAV; ammunition launching; flight dynamics model; disturbance response; matching selection

多旋翼无人机因为具备垂直起降、空中悬停、机动灵活、经济成本低等特点,以旋翼无人机为载体研发的装备,常被应用于搜救、航拍、物流服务等诸多领域。在城市未来消防、反恐以及军事行动中在多旋翼无人机上挂载弹药,抵近目标,临空投射,充分发挥两者优势,实现快速精确打击^[1]。由于无人机在弹药发射过程中无人机-弹药系统质量和惯量发生变化以及产生额外扰动力和力矩,无人机将产生扰动响应,如果十分剧烈,幅度很大,不但会影响导弹发射的精度,而且会危及飞行安全^[2],因此对弹药发射过程无人机的扰动响应研究具有重要意义。

目前针对固定翼飞机抛投和发射相关问题研究较多,主要聚焦飞机空投模型建立^[3-6]、负载精准投放^[7-8]和稳定性分析^[9-10]等方面研究。在旋翼飞行器弹药发射扰动问题上,关于飞行控制律设计方面建树较多^[11-13],而在扰动响应的定性分析上仅有少量^[14],文献[2, 15]对比悬停、前飞和俯冲状态下武器发射后座力对直升机的扰动响应。文献[16]计算分析了不同速度下采用不同方式抛射弹药时直升机的稳定性问题。文献[17]采用分离法建立了直升机重装空投过程的动力学模型,并对悬停和前飞两种空投状态进行配平仿真分析。目前为减小弹药发射对无人机扰动影响,常规方法是在飞行控制系统中加入后座力补偿控制环节^[13, 18],另一种是合理安排弹药的位置或改进弹药系统本身。

针对前期弹药-无人机系统快速配平选型的需求,通过更改弹药安装位置来减小扰动响应的方法更加快捷有效。本文建立发射过程中弹药和机体的动力学方程,并在此基础上,建立多旋翼无人机的基本飞行控制系统模型,在 Simulink 仿真环境下分析了弹药发射过程无人机姿态、位置和高度等状态参数的扰动响应,研究发射弹药安装位置、质量、反冲量大小和倾斜发射角等关键参数对扰动响应的影响规律,为无人机-弹药系统匹配选型问题提供参考。

1 弹药发射飞行动力学建模

为更加清晰分析弹药发射过程中两者的相互

作用,本文将多旋翼无人机和弹药视为两个刚体,采用多体动力学思想建立其动力学方程。弹药在发射前与无人机固接,随无人机一起做线运动和角运动。在发射瞬间弹药受到的无人机固接约束解除,在发射冲力下以自由刚体运动,同时无人机受到弹药质量力和力矩、后座力和力矩的作用而产生扰动运动。

1.1 坐标系

本文采用坐标系包括惯性坐标 $O_g x_g y_g z_g$, 无人机机体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$, 第 i 个旋翼的支臂坐标系 ${}^i O_i x_i y_i z_i$, 第 i 个旋翼坐标系 ${}^i O_i x_i y_i z_i$, 第 j 枚弹药体轴系 ${}^j O_d x_d y_d z_d$, 第 j 枚弹药后座力坐标系 ${}^j O_p x_p y_p z_p$, 所有坐标系依照右手法则进行确定,如图 1 所示。

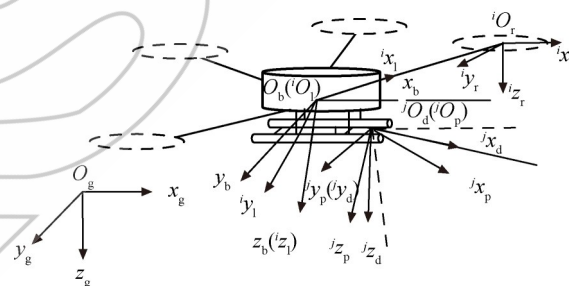


图 1 多旋翼无人机参考坐标系示意图

Fig.1 Multi-rotor UAV reference axis systems

1.2 多旋翼无人机动力学方程

无人机飞行动力学方程由质心运动方程和绕质心转动动力学方程组成。后文提及无人机质心为无人机本体的质心位置。无人机质心运动动力学方程为

$$m\dot{\mathbf{v}} + m\tilde{\boldsymbol{\omega}}\mathbf{v} = (\mathbf{f} + T_{bg}\mathbf{f}_g^g) \quad (1)$$

式中 $\mathbf{v} = [u \ v \ w]^T$ 为机体坐标系中三轴方向线速度, $\dot{\mathbf{v}}$ 为其线加速度, $\boldsymbol{\omega} = [p \ q \ r]^T$ 为机体坐标系三轴方向角速度, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ 为其反对称矩阵, m 为无人机自身质量, $\mathbf{f}_g^g = [0 \ 0 \ mg]^T$ 为无人机在惯性坐标下重力向量列阵, T_{bg} 为惯性坐标系到机体坐标系的坐标转换矩阵, $\mathbf{f}$ 为除重力外作用在无人机上的合力

$$\mathbf{f} = \mathbf{f}_d + \mathbf{f}_r + \mathbf{f}_p \quad (2)$$

式中 $\mathbf{f}_d$ 为弹药对无人机合作用力列阵, $\mathbf{f}_r$ 为旋翼

对无人机作用力列阵, f_p 为弹药发射所产生后座力列阵。

无人机绕质心转动的动力学方程为

$$J\dot{\omega} + \tilde{\omega}J\omega = \tau \quad (3)$$

式中 J 为无人机关于质心转动惯性矩阵。 τ 为无人机绕质心合外力矩, 其分别为

$$\tau = \tau_d + \tau_r + \tau_p \quad (4)$$

式中 τ_d 为弹药对无人机作用力矩, τ_r 为旋翼产生的合力矩, τ_p 为弹药发射对无人机的后座力矩。本文主要考虑无人机在悬停状态下的弹药发射扰动问题, 因此不考虑无人机机身的气动力。

1.3 弹药发射过程无人机所受力和力矩

1.3.1 旋翼力和力矩模型

本文不考虑多旋翼无人机的旋翼桨叶弹性变形情况, 对于在定距变速旋翼, 旋翼拉力与转速平方成正比^[19-20]。在无人机处于悬停低速飞行状态, 旋翼的侧向力与后向力较小, 可以忽略。在机体坐标系下第 i 个旋翼产生的合力为

$${}^i f_r = {}^i T_{bl} {}^i T_{lr} {}^i F_r^r \quad (5)$$

式中左上标 i 为旋翼的标识符, 表示第 i 个旋翼, ${}^i f_r$ 表示在体轴系下第 i 个旋翼拉力的向量列阵, ${}^i T_{bl}$ 和 ${}^i T_{lr}$ 分别为第 i 个旋翼支臂坐标系到体轴系和旋翼坐标系到支臂坐标系的坐标转换矩阵, ${}^i F_r^r = [0 \ 0 \ {}^i T + {}^i T_w]^T$, ${}^i F_r$ 表示在旋翼坐标系下产生的合力, ${}^i T$ 表示为第 i 个旋翼拉力, ${}^i T = -k_f {}^i \Omega^2$, k_f 为旋翼拉力参数; ${}^i T_w$ 为旋翼垂向运动的阻尼力。

在机体坐标系下旋翼产生的合力矩包括旋翼拉力对机体质心力矩、旋翼气动反扭矩和旋翼随无人机机身转动而产生的陀螺力矩, 表示为

$$\tau_r = \sum_{i=1}^{N_r} {}^i \tilde{r}_r {}^i f_r + \sum_{i=1}^{N_r} {}^i T_{bl} {}^i T_{lr} {}^i \tau_{ra} - \sum_{i=1}^{N_r} \tilde{\omega} {}^i J_r {}^i \omega_r \quad (6)$$

式中 N_r 表示旋翼的个数, ${}^i \tau_{ra}$ 表示旋翼坐标系下旋翼气动力矩, ${}^i \tau_{ra} = [0 \ 0 \ i_{rd} k_d {}^i \Omega^2]^T$ 。 i_{rd} 为转向标识符, 旋翼顶视逆时针旋转为 1, 相反为 -1。 k_d

为旋翼气动反扭矩参数, ${}^i J_r$ 表示旋翼相对于旋翼坐标系的惯性矩阵, 旋翼相对于机体的角速度为 ${}^i \omega_r = [0 \ 0 \ {}^i \Omega]^T$, 其中 ${}^i \Omega$ 表示该旋翼转速, 旋翼在体轴位置为 ${}^i r_r = {}^i T_{bl} [L \ 0 \ 0]^T$, 其中 L 为支臂长度, ${}^i \tilde{r}_r$ 为其反对称矩阵。

1.3.2 弹药作用力和力矩

为使所建模型具有通用性, 考虑无人机携带多枚弹药, 每枚弹药用左上标识符 j 表示。弹药发射前, 弹药和无人机固接, 弹药随机体运动。关于第 j 枚弹药质心运动动力学方程为

$${}^j \dot{v}_d + {}^j \tilde{\omega}_d {}^j v_d = \frac{1}{j m_d} ({}^j f_d + {}^j T_{db} T_{bg} {}^j f_{gd}) \quad (7)$$

式中 ${}^j v_d$ 为弹药坐标系下弹药质心运动速度, ${}^j \omega_d$ 为弹药角运动速度, ${}^j \tilde{\omega}_d$ 为其反对称矩阵, $j m_d$ 为第 j 枚弹药质量, ${}^j f_d$ 为无人机对弹药的支撑力, ${}^j f_{gd}$ 为在惯性坐标系下弹药重力。

关于第 j 枚弹药绕其质心的转动动力学方程为

$${}^j J_d {}^j \dot{\omega}_d + {}^j \tilde{\omega}_d {}^j J_d {}^j \omega_d = {}^j \tau_d \quad (8)$$

式中 ${}^j J_d$ 为第 j 枚弹药关于其质心的惯性矩阵, ${}^j \tau_d$ 为无人机对弹药的支撑力矩。

弹药在发射前与无人机固连, 因此线速度和角速度为

$$\begin{aligned} {}^j v_d &= {}^j T_{db} (v + \tilde{\omega} r_d) \\ {}^j \omega_d &= \omega \end{aligned} \quad (9)$$

根据式(7)~式(9)得到无人机对弹药支撑力和力矩为

$$\begin{aligned} {}^j f_d &= j m_d [{}^j T_{db} (\dot{v} + \tilde{\omega} {}^j r_d) + \tilde{\omega} {}^j T_{db} (v + \tilde{\omega} {}^j r_d)] - \\ &\quad {}^j T_{db} T_{bg} {}^j f_{gd} \\ {}^j J_d \dot{\omega} + \tilde{\omega} {}^j J_d \omega &= {}^j \tau_d \end{aligned} \quad (10)$$

弹药作用在无人机机体上的力和力矩以支反力矩形式施加, 弹药发射瞬间 t_p 支反力和力矩消失, 将式(10)整理后得到弹药作用在无人机机体上的力和力矩为

$$\begin{aligned} f_d &= \begin{cases} \sum_{j=1}^n [-j m_d (\dot{v} + \tilde{\omega} {}^j r_d) + \tilde{\omega} (v + \tilde{\omega} {}^j r_d) + T_{bg} {}^j f_{gd}] & (t < t_p) \\ 0 & (t \geq t_p) \end{cases} \\ \tau_d &= \begin{cases} \sum_{j=1}^n [-(j J_d \dot{\omega} + \tilde{\omega} {}^j J_d \omega) + {}^j \tilde{r}_d {}^j f_d] & (t < t_p) \\ 0 & (t \geq t_p) \end{cases} \end{aligned} \quad (11)$$

若 t_p 为弹药发射触发时刻,发射过程中弹药对无人机后座力和力矩可表示为

$$f_p = \begin{cases} 0 & (t < t_p \text{ 或 } t > t_p + \Delta T) \\ \sum_{j=1}^n {}^j T_{bd} {}^j f_p^d & (t_p = t \leq t_p + \Delta T) \end{cases} \quad (12)$$

$$\tau_p = \begin{cases} 0 & (t < t_p \text{ 或 } t > t_p + \Delta T) \\ \sum_{j=1}^n {}^j \tilde{r}_d {}^j T_{bd} {}^j f_p^d & (t_p = t \leq t_p + \Delta T) \end{cases} \quad (13)$$

式中 n 为弹药总数量, ${}^j f_p^d$ 为第 j 枚弹药的后座力列阵,其函数表达式为

$$\begin{aligned} m\dot{v} + m\tilde{\omega}v &= \sum_{j=1}^n \left[-{}^j m_d (\dot{v} + \tilde{\omega} {}^j r_d + \tilde{\omega} (v + \tilde{\omega} {}^j r_d)) + T_{bg} {}^j f_{gd}^g \right] + \sum_{i=1}^{N_r} {}^i T_{bl} {}^i T_{lr} {}^i T_r^r + \sum_{j=1}^n {}^j T_{bd} {}^j f_p^d + T_{bg} f_g^g \\ J\dot{\omega} + \tilde{\omega}J\omega &= \sum_{i=1}^n \left\{ -({}^i J_d \dot{\omega} + \tilde{\omega} {}^i J_d \omega) + {}^i \tilde{r}_d [-{}^i m_d (\dot{v} + \tilde{\omega} {}^i r_d + \tilde{\omega} (v + \tilde{\omega} {}^i r_d)) + T_{bg} {}^i f_{gd}^g] \right\} + \\ &\quad \sum_{i=1}^{N_r} ({}^i \tilde{r}_r {}^i f_r + {}^i T_{bl} {}^i T_{lr} {}^i \tau_r^r - \tilde{\omega} {}^i J_r {}^i \omega_r) + \sum_{i=1}^n {}^i \tilde{r}_d {}^i f_p^d \end{aligned} \quad (15)$$

2 仿真分析

2.1 仿真模块

根据飞行动力学方程(15)在Simulink环境下

$${}^j f_p^d = \begin{cases} 0 & t < t_0 \\ {}^i f_{p0,x}(t), {}^i f_{p0,y} = 0, {}^i f_{p0,z} = 0 & t_0 \leq t \leq t_0 + \Delta T \\ 0 & t > t_0 + \Delta T \end{cases} \quad (14)$$

式中 ${}^i f_{p0,x}$, ${}^i f_{p0,y}$ 和 ${}^i f_{p0,z}$ 分别表示弹药发射后座力在其坐标系下 x, y, z 轴分量,弹药的发射时间为 t_0 ,后座力作用时间为 ΔT 。

1.4 飞行动力学方程

将旋翼力和力矩模型、弹药作用力和力矩模型代入式(1)~式(4)得到无人机的飞行动力学,整理后得到无人机的飞行动学方程(15)

建立旋翼模块,弹药模块,合力和合力矩模块,机体动力学模块、输入/输出模块,控制模块、传感器模块,根据各模块的之间数学关系,组成整个模型,如图2所示。

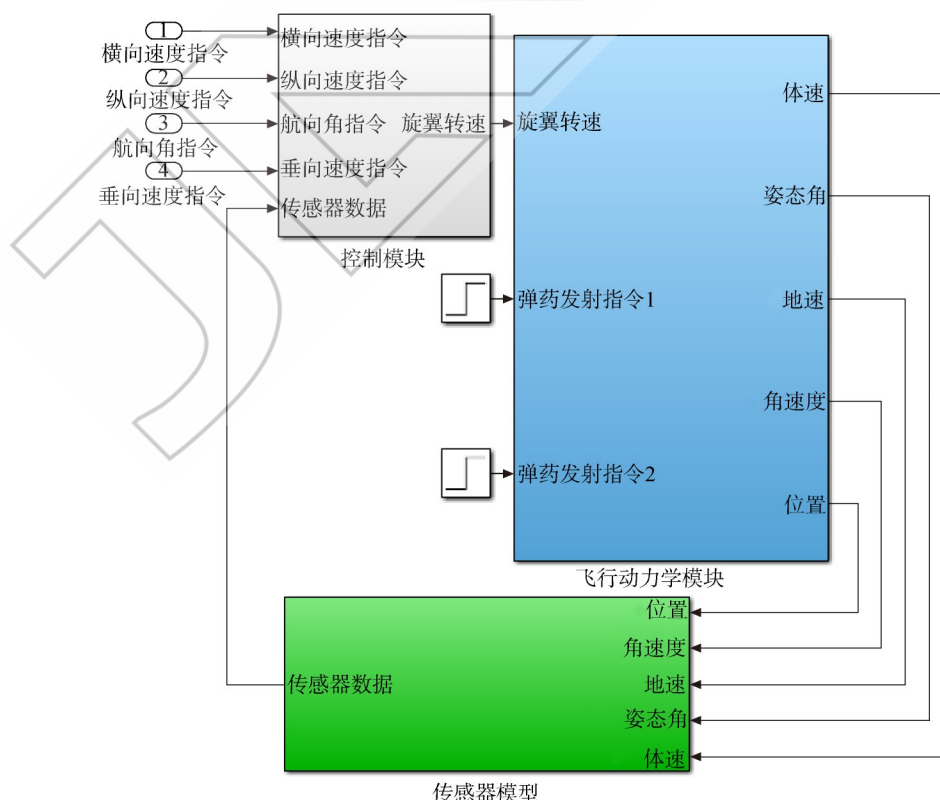


图2 飞行动力学模型结构图

Fig.2 Flight dynamics model structure

由于本文主要探讨弹药发射对无人机的扰动响应机理和规律,因此本文建立基于串联 proportion integration differentiation(PID)控制律的基本飞行控制系统模型,暂不增加其他抗扰控制律设计,通过内环姿态角增稳增控,外环速度控制使无人机保持稳定飞行状态。

本文针对某六旋翼无人机(具体参数见表1)进行飞控调参,其悬停状态的各通道速度响应如图3所示。

由图3可知,对各通道的阶跃速度指令测试,

表1 六旋翼无人机和弹药的主要参数
Table 1 Main geometry parameters of the six-rotors UAV and ammunition

参数	数值
无人机总质量/kg	18.5
无人机支臂长度/mm	0.825
绕机身x轴转动惯量/(kg·m ²)	3.19
绕机身y轴转动惯量/(kg·m ²)	3.19
绕机身z轴转动惯量/(kg·m ²)	5.83
旋翼半径/mm	0.38
旋翼绕旋翼轴转动惯量/(kg·m ²)	0.025
弹药质量/kg	6
绕弹药x轴转动惯量/(kg·m ²)	0.003
绕弹药y轴转动惯量/(kg·m ²)	0.2
绕弹药z轴转动惯量/(kg·m ²)	0.2
弹药后座力作用时间/s	0.1
弹药垂向安装位置/mm	100
弹药横向安装位置/mm	0

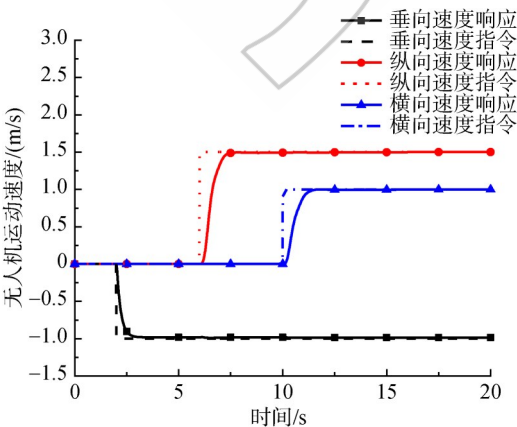


图3 运动速度的阶跃响应
Fig.3 Step response of velocity

无人机具有良好的响应特性。

2.2 结果分析

本节主要针对弹药水平和斜发射的两种情况下六旋翼无人机扰动响应开展研究,重点分析不同弹药安装位置、质量、反冲量大小和安装发射角对无人机的影响,为无人机和弹药的匹配选型问题提供参考。

1) 水平发射

六旋翼无人机挂载弹药,在不同纵向安装位置悬停状态配平结果如表2所示,表中 Δx_d 表示为弹药纵向安装偏置量。

表2 配平结果
Table 2 Trim results

旋翼转速/(rad/s)	$\Delta x_d = 0$ mm	$\Delta x_d = -50$ mm	$\Delta x_d = 50$ mm
¹ Ω	232.9	229.9	235.9
² Ω	232.9	232.9	232.9
³ Ω	232.9	235.9	229.9
⁴ Ω	232.9	235.9	229.9
⁵ Ω	232.9	232.9	232.9
⁶ Ω	232.9	229.9	235.9

由表2所示,弹药的纵向安装位置相对于无人机质心后置时,无人机为保持悬停,3号和4号(前置)旋翼转速增加,1号和6号(后置)旋翼转速减小。若弹药安装纵向位置前置时,配平结果与弹药后置相反。

在悬停配平条件下,进行弹药发射过程无人机扰动响应仿真分析,发射触发时刻为第5 s,后座力函数如图4所示。

仿真结果如图5~图7所示,图中给出不同弹

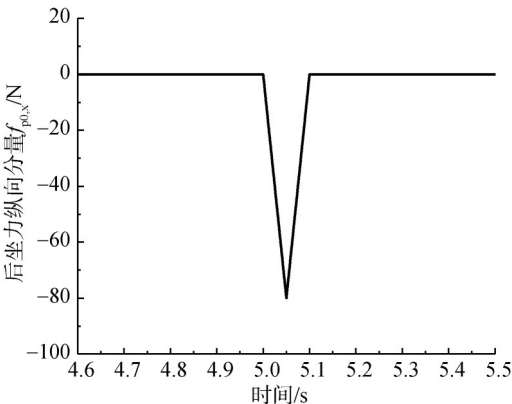


图4 后座力纵向分量曲线图
Fig.4 Longitudinal component curve of recoil force

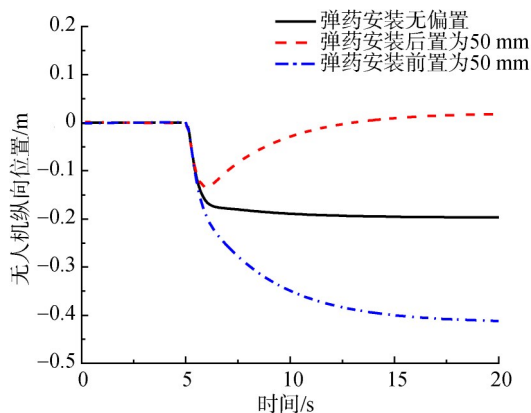


图5 对比无人机纵向位置扰动

Fig.5 Comparison of UAV longitudinal position disturbance

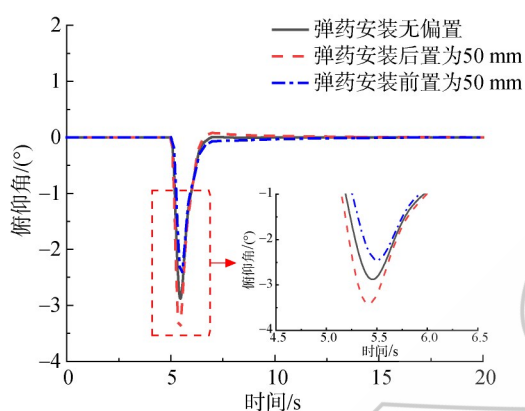


图6 对比无人机俯仰角扰动

Fig.6 Comparison of UAV pitch angle disturbance

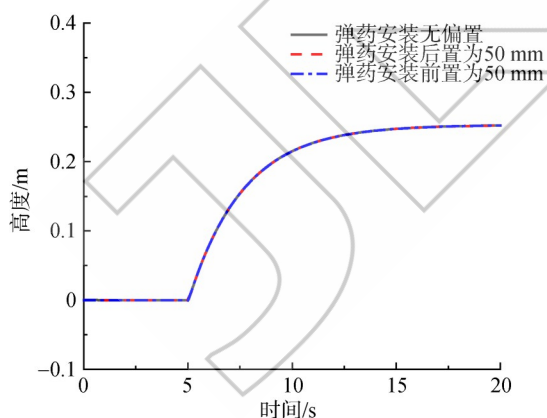


图7 对比无人机高度扰动

Fig.7 Comparison of UAV altitude disturbance

药纵向安装位置的扰动响应。

由图5~图7可知,弹药纵向安装位置无偏置时,无人机在纵向方向的最大偏移量为 -0.2 m ,横向位置保持不变,高度变化峰值为 0.27 m 。纵向位置偏移主要由后座力引起。高度变化主要由原作用于无人机上的弹药重力瞬间消失产生的向

上加速度引起,并在飞行控制系统垂向速率保持的作用下稳定在新的高度。无人机俯仰角受后座力矩的作用,其变化峰值为 2.86° ,机体的滚转角和偏航角影响较小。

当弹药纵向安装后置 50 mm 时,由图6可知,在弹药发射瞬间,无人机产生更迅猛的低头角运动,其俯仰角达到了 3.5° 。与弹药位置无偏置相比,弹药质心后置后,其重力相对于无人机质心将产生额外的抬头力矩,在稳定悬停状态,该抬头力矩由前后旋翼拉力差产生的低头力矩平衡。在弹药发射瞬间,由于弹药重力产生的抬头力矩瞬间消失,前后旋翼拉力差产生的低头力矩与弹药后座力矩叠加,产生了更严重的低头运动,从而旋翼拉力产生更大的水平前向力。而在发射过程 ΔT 时间内作用在无人机上的后座力方向向后,两者叠加后的合力仍然向后,产生了向后的合加速度,无人机的位置向后偏移,峰值达到 0.16 m 。弹药后座力作用时间之后后座力消失,但此时无人机低头而产生的旋翼前向力仍然存在,无人机产生向前加速度,向初始位置方向运动。

当弹药纵向安装前置时,无人机在悬停状态相比于后置情况,弹药重力相对于无人机质心将产生额外的低头力矩,该力矩由前后旋翼拉力差产生的抬头力矩平衡。在弹药发射瞬间,旋翼拉力差产生的抬头力矩抵消了部分弹药发射后座力产生的低头力矩,减缓无人机的低头现象,其俯仰角峰值只达到 2.3° ,使得旋翼拉力的水平分量相对较小。在后座力消失后,旋翼拉力水平分量产生了更小的前向加速度,在飞行控系统将姿态调整到水平姿态前,未能使无人机恢复到初始发射位置,而是稳定在初始位置后方 0.42 m 。

对图5~图7分析发现弹药的安装位置对无人机位置、姿态角扰动响应产生了很大影响,但在高度响应上没有影响。分析发现,弹药安装位置适当后置可以减小无人机位置扰动。为此,将纵向位置扰动幅值定义为无人机位置响应峰谷值之差,绘制关于弹药纵向安装位置和无人机纵向位置扰动幅值的关系图,如图8所示。

从图8可知,弹药安装在无人机重心后方 44 mm 时,无人机纵向位置扰动幅值最小,仅为 0.14 m 。由图8可知,弹药安装位置后置过大会造成纵向位置扰动幅值增加,同时俯仰角的扰动也会增加。因此选择合理的弹药安装位置可以减小无人机发射过程的扰动影响。

在弹药安装位置后置情况下,不同质量弹药发射瞬间,对无人机的纵向位置也会产生不同影响,如图9~图10所示。

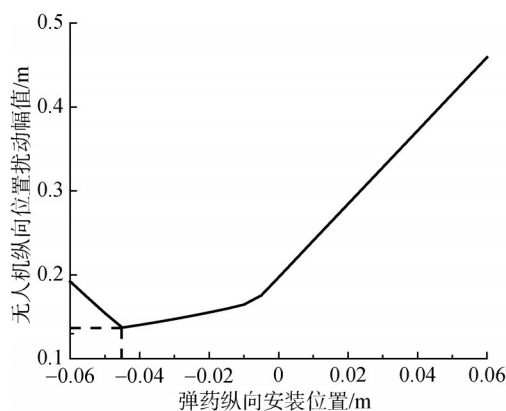


图8 弹药纵向安装位置和无人机纵向位置扰动关系图

Fig.8 Disturbance diagram of ammunition longitudinal installation position and UAV longitudinal position

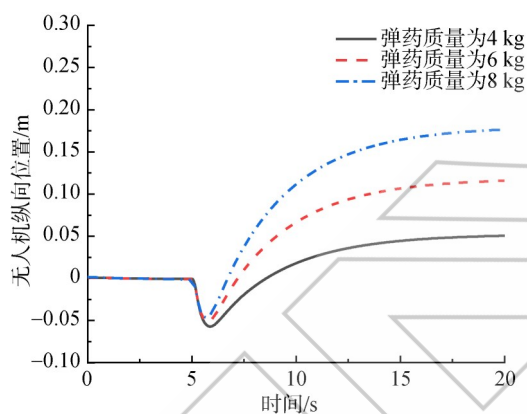


图9 对比不同弹药质量下无人机纵向位置扰动

Fig.9 Comparison of UAV longitudinal disturbance with different ammunition quality

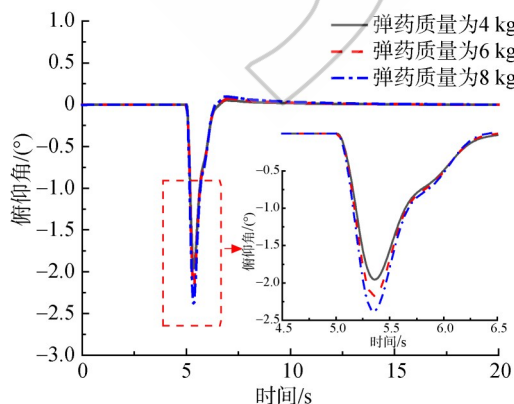


图10 对比不同弹药质量下无人机俯仰角扰动

Fig.10 Comparison of UAV pitch angle disturbance under different ammunition quality

从图9~图10可知,当弹药质量越大,为保持悬停状态前后旋翼拉力差越大,发射瞬间无人机产生更大低头力矩,无人机低头现象更迅猛。由于无人机受弹药发射后座力作用时间短,后座力消失后,无人机旋翼拉力水平前向分量更大,产生更大前向加速度,导致纵向位置向前偏移增加,以至于超过初始位置。

通过上述分析可知,弹药质量、后座力大小、安装位置等参数对无人机弹药发射的姿态、位置扰动幅值有重要影响,选择合理的参数组合匹配关系可有效减小无人机的扰动响应,以提高无人机在狭小空间内弹药发射过程的飞行安全。为此本文给出了一定弹药反冲量大小(3~9 N·s)和弹药质量(4~8 kg)范围下,在无人机水平位置扰动幅值最小情况下的弹药安装位置等值图,如图11所示。

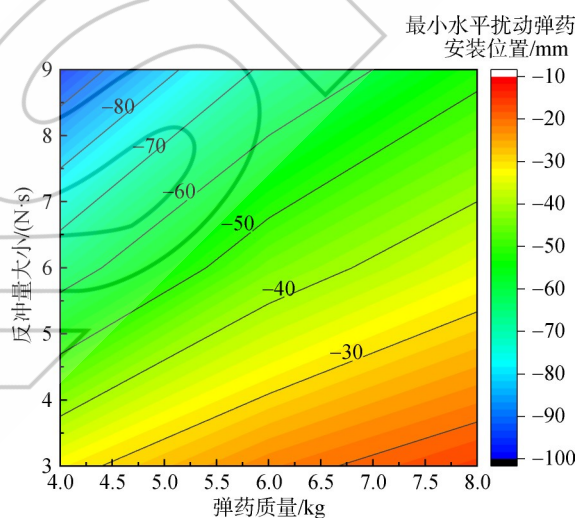


图11 弹药纵向安装位置等值图

Fig.11 Ammunition longitudinal installation position contour diagram

从图11可方便快捷查出,在给定的弹药质量和反冲量条件下,无人机位置扰动响应幅值最小时对应的弹药纵向安装位置。例如:当弹药质量为8 kg,反冲量大小为6 N·s时,可查出弹药最佳安装位置为-34 mm。

2) 倾斜发射

弹药倾斜发射时,弹体的纵轴与无人机构造基准面成一定的夹角,称为俯仰安装角,向下为正。以弹药俯仰安装角分别为0°、30°和60°为算例,分析弹药发射过程中无人机扰动响应变化。

如图12~图14所示,弹药俯仰安装角为30°相比于水平发射,后座力在体轴垂向产生了分力,

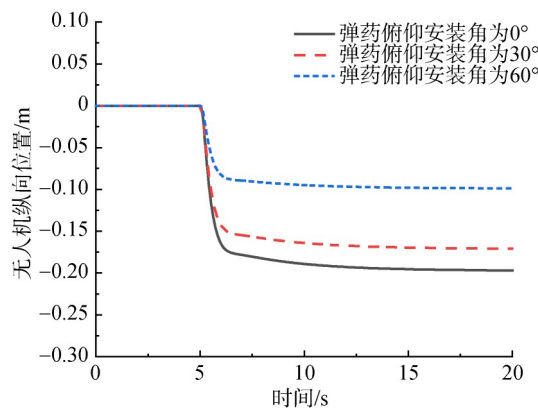


图 12 对比无人机纵向位置扰动

Fig.12 Comparison of UAV longitudinal position disturbance

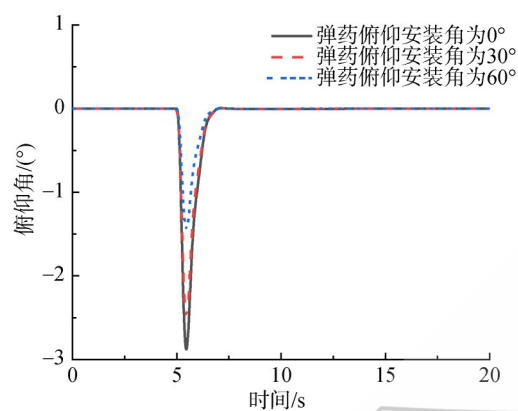


图 13 对比无人机俯仰角的扰动

Fig.13 Comparison of UAV pitching angle disturbance

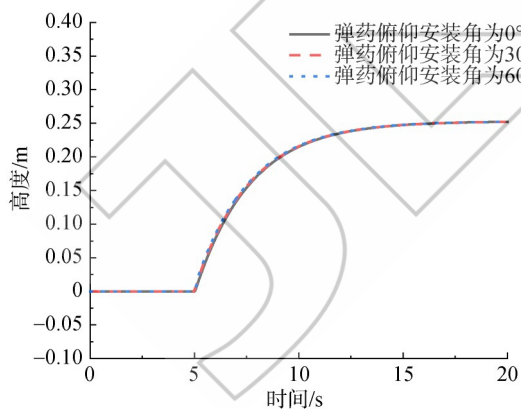


图 14 对比无人机高度上扰动

Fig.14 Comparison of UAV altitude disturbance

而在纵向方向的分力减小,后座力矩导致的低头力矩减小。因此无人机纵向位置扰动与水平发射相比减小 0.1 m;俯仰角扰动峰值减小 1.45°。在高度方向上,尽管倾斜发射时会产生垂向后座力分量,改变垂向加速度和速度扰动幅值,但由于后座力作用时间很短,并未引起较大的高度扰动幅值变化。当弹药俯仰安装角为 60°时,无人机纵向

位置和俯仰角扰动峰值进一步减小,而垂向速度扰动峰值进一步增加。由上述分析可知,倾斜发射方式可减小无人机的俯仰角和纵向位置扰动幅值,当后座力作用时间很短时对高度扰动幅值影响可忽略。

当弹药倾斜发射时,为便于确定弹药纵向安装位置和俯仰安装角,根据不同的弹药俯仰安装角(0°~60°)和纵向安装位置(-0.06~0 m)绘制出无人机纵向位置扰动幅值的等值图,如图 15。

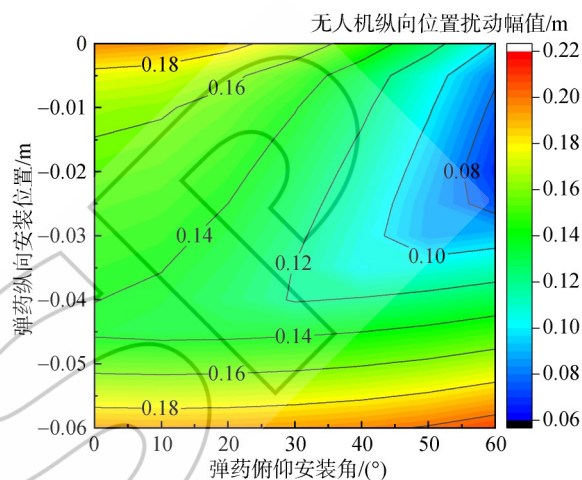


图 15 无人机纵向位置扰动幅值等值图

Fig.15 Amplitude contour diagram of UAV longitudinal position disturbance

通过图 15,可以在给定弹药俯仰安装角和无人机纵向位置扰动幅值要求下,确定弹药纵向安装位置;或者在给定弹药纵向安装位置和无人机纵向位置扰动幅值要求下,确定弹药俯仰安装角;也可以根据给定的弹药俯仰安装角和纵向安装位置,得到对应的无人机纵向位置扰动幅值。

3 结 论

本文针对多旋翼无人机在弹药发射过程中的扰动响应问题,建立了弹药发射过程无人机飞行动力学模型,根据不同弹药质量、安装位置、反冲量大小和弹药发射角对悬停发射状态无人机位置、高度和姿态扰动响应的影响规律,得到以下结论:

1) 本文建立的弹发射过程无人机扰动响应分析模型具有通用性,可用于各类多旋翼无人机发射多枚弹药的情况。

2) 对于弹药水平发射,适当将弹药安装位置相对于无人机重心后置可减小无人机的位置扰动幅值,基于此提出了无人机最小水平位置扰动弹

药安装位置等值图,为无人机和弹药的匹配选型提供参考。

3) 对于弹药倾斜发射,倾斜发射角越大,无人机纵向位置扰动幅值越小,综合纵向位置对无人机扰动规律,给出了无人机位置扰动幅值关于弹药俯仰安装角和纵向安装位置的等值图,可用于弹药倾斜发射,弹药纵向位置和俯仰安装角的快速选择。

参考文献:

- [1] 张楠,王潇,王军力.无人机在陆军精确打击体系中的应用研究[J].兵工学报,2010,31(增刊2):107-111.
ZHANG Nan, WANG Xiao, WANG Junli. Research on unmanned air vehicle's applications in precise attack system of army[J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(Suppl.2):107-111. (in Chinese)
- [2] 夏良.武器外挂和发射对直升机稳定性及运动参数的影响分析[J].飞行力学,1990,8(3):33-41.
XIA Liang. Analysis the effect of carrying and launching weapon on the stability and motion parameter of helicopter[J]. Flight Dynamics, 1990, 8(3):33-41. (in Chinese)
- [3] 吴志刚,杨超,荆志伟,等.弹性飞机货物投放响应分析[J].北京航空航天大学学报,2011,37(10):1211-1217.
WU Zhigang, YANG Chao, JING Zhiwei, et al. Dynamic response analysis of airdrop for flexible aircrafts[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(10):1211-1217. (in Chinese)
- [4] 杨妙升,屈香菊.运输机空投的飞行动力学建模及仿真[J].飞行力学,2010,28(3):9-12.
YANG Miaosheng, QU Xiangju. Flight dynamic modeling and simulation for transport airdrop[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(3):9-12. (in Chinese)
- [5] CHEN Jie, SHI Zhongke. Aircraft modeling and simulation with cargo moving inside[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(2):191-197.
- [6] CARTER R. Store separation equations of motion[R]. AIAA-2012-4957, 2012.
- [7] MICHAEL B W, MARK C, EDWARD S, et al. Flight test results of recent advances in precision airdrop guidance, navigation, and control logic[R]. AIAA-2015-2148, 2015.
- [8] MICHAEL B W, ALEK G, MARK C. Performance of an autonomous guided airdrop system with glide slope control[R]. AIAA-2011-2572, 2011.
- [9] 高亚奎,王宜芳,任宝平.投弹对飞机稳定性影响分析[J].飞行力学,2005,23(3):25-27.
GAO Yakui, WANG Yifang, REN Baoping. Aircraft stability analysis of launching missiles[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(3):25-27. (in Chinese)
- [10] CHRISTOPHER F H, MATTHEW D C, JOE E C. F-35 weapons separation test and verification[R]. AIAA-2018-3680, 2018.
- [11] AFZAL H, MALIK F M. Control and stabilization of unmanned helicopter with suspended payload[R]. New York: Association for Computing Machinery, 2018:1-5.
- [12] LALIBERTE F, SAUSSIE D. Robust control of a tandem helicopter with variable payload[J]. IFAC Papers Online, 2017, 50(1):15952-15958.
- [13] EDWARDS J. Integrated fire, flight and propulsion controls (IFFC) for a rotorcraft weapon system[C]//Proceedings of the American Helicopter 49th Annual Forum. Missouri, USA: American Helicopter Society, 1993:353-362.
- [14] OEHLI R R. Effect of gun pulse on helicopter attitudes[R]. Accession Document, AD-A023461, 1976.
- [15] 向锦武,杨超,葛志辉,等.俯冲状态炮击后座力对直升机运动姿态的影响[J].飞行力学,1999,17(1):27-31.
XIANG Jinwu, YANG Chao, GE Zhihui, et al. Effect of gun recoil on helicopter attitudes of dive status[J]. Flight Dynamics, 1999, 17(1):27-31. (in Chinese)
- [16] 汪焕悦,彭飞,曹义华.直升机抛射物体平衡及稳定性分析[J].航空动力学报,2019,34(3):685-691.
WANG Huanyue, PENG Fei, CAO Yihua. Analysis on trim and stability of helicopter casting objects[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3):685-691. (in Chinese)
- [17] 崔振新,曹义华.直升机重装空投状态下的动态特性[J].航空动力学报,2019,34(2):451-458.
CUI Zhenxin, CAO Yihua. Dynamic characteristics of helicopter under heavy cargo airdrop condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2):451-458. (in Chinese)
- [18] 于志,申功璋.武装直升机射击后座力补偿控制系统设计[J].北京航空航天大学学报,2007,33(9):1036-1040.
YU Zhi, SHEN Gongzhang. Attack helicopter gun recoil compensation control system design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(9):1036-1040. (in Chinese)
- [19] 高正,陈仁良.直升机飞行动力学[M].北京:科学出版社,2003.
- [20] PADFIELD G D. Helicopter flight dynamics: the theory and application of flying qualities and modeling[M]. Oxford, UK: Blackwell Publishing, 2007.

(编辑:张雪)