

文章编号: 1674-8190(2024)01-105-13

# 四火箭助推无人机起飞与降落控制算法

田威力<sup>1</sup>, 闫兆武<sup>2</sup>, 李文<sup>1</sup>, 贾栋<sup>1</sup>

(1. 南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

(2. 南昌航空大学 通航学院, 南昌 330063)

**摘要:** 固定翼无人机起降过程对场地要求高, 这限制了其应用与发展。为此, 提出四火箭助推无人机实现短距离起降的方案, 并对火箭助推无人机起降控制算法进行研究。设计火箭助推无人机起降过程的控制策略; 建立无人机气动、助推火箭作用力、发动机推力及控制律数学模型, 构建无人机起降过程的动力学方程; 设计一种基于PID控制的控制算法, 控制目标无人机在各种干扰环境下安全稳定地完成起降过程; 利用MATLAB软件编程进行仿真计算, 并通过对比仿真结果与试飞结果, 来验证该控制算法的有效性。结果表明: 所设计的控制算法及控制律满足目标无人机起降过程的控制要求。

**关键词:** 火箭助推; 控制算法; PID控制; 目标无人机; 起降过程

中图分类号: V279; V249.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.01.12

## Design and analysis of takeoff and landing control algorithm for four-rocket boosting drone

TIAN Weili<sup>1</sup>, YAN Zhaowu<sup>2</sup>, LI Wen<sup>1</sup>, JIA Dong<sup>1</sup>

(1. School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

(2. School of General Aviation, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

**Abstract:** Fixed wing UAV takes off and lands on the ground with high requirements, which limits the application and development of fixed wing aircraft. Therefore, a scheme of four-rocket boosting drone to realize short-range takeoff and landing process is proposed, and the takeoff and landing control algorithm of rocket boosting drone is studied. In the process of research, the control strategy of rocket boosting drone takeoff and landing process is designed; The mathematical models of UAV aerodynamic force, booster rocket force, engine thrust and control law are established; The dynamic equation of the takeoff and landing process of UAV is constructed; A control algorithm based on PID control is designed to control the target UAV to complete the take-off and landing process safely and stably under various interference environments. MATLAB software is used for programming and simulation calculation. The simulation results show that the control algorithm and control law designed meet the control requirements of the target UAV during takeoff and landing.

**Key words:** rocket boosting; control algorithm; PID control; target UAV; take-off and landing process

收稿日期: 2022-11-24; 修回日期: 2023-03-17

通信作者: 闫兆武(1965-), 男, 硕士, 高级工程师。E-mail: yanzw2000@163.com

引用格式: 田威力, 闫兆武, 李文, 等. 四火箭助推无人机起飞与降落控制算法[J]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 105-117.

TIAN Weili, YAN Zhaowu, LI Wen, et al. Design and analysis of takeoff and landing control algorithm for four-rocket boosting drone[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 105-117. (in Chinese)

## 0 引言

无人机成本低、使用灵活、功能多样、不存在人员安全因素,越来越受到重视,并已在军用、民用领域得到广泛应用<sup>[1-3]</sup>。为保证无人机安全、稳定地起飞和降落,需根据其起飞降落方式设计符合无人机飞行规律的控制算法。

对于无人机的起降过程,国内外研究各有侧重点。王平等<sup>[4]</sup>利用传统控制方法设计实现了对升力风扇无人机的垂直起飞控制,但只通过控制升力风扇来控制无人机的运动,整个起飞过程未加入舵面偏角的控制,起飞过程后期一旦某个风扇出现故障将会导致无人机失控;赵志鸿<sup>[5]</sup>、冉海霞<sup>[6]</sup>、安佳宁<sup>[7]</sup>、李浩等<sup>[8]</sup>、许军等<sup>[9]</sup>分别利用火箭助推的方式实现了无人机的起飞,但在起飞过程结束时火箭需要脱离无人机,上述研究忽略了火箭脱离时对无人机姿态角的影响;朱国俊<sup>[10]</sup>利用自抗扰控制器设计实现了固定翼无人机自主起降过程控制,但其仅采用PI控制实现对起降过程的控制,此控制易使控制系统出现过冲和振荡,降低了系统的稳定性;宋志强等<sup>[11]</sup>采用PD控制设计实现了四旋翼无人机着陆控制,但其仅使用PD控制实现对无人机着陆过程的控制,当系统存在静差时将无法达到想要的控制效果;张子军等<sup>[12]</sup>利用偏流法设计实现了大翼展无人机侧风着陆控制;宫林<sup>[13]</sup>利用PID控制、神经网络控制及自适应逆控制设计实现了无人机起降过程控制;张晗祺等<sup>[14]</sup>采用总能量控制和线性自抗扰控制设计实现了高速无人机自主着陆纵向控制;唐进等<sup>[15]</sup>采用深度Q网络算法设计实现了旋翼无人机着陆控制;Chang C W等<sup>[16]</sup>采用视觉惯性法设计实现了无人机在动态平台上的精确着陆;Lin J等<sup>[17]</sup>采用PBVS控制器利用误差变换方法设计实现了四旋翼无人机着陆到未知运动目标的控制。文献[12-17]所使用的控制方法对无人机模型的精度要求较高,增加了建模的复杂度,同时也会增加控制冗余。孙蓉等<sup>[18]</sup>、李震<sup>[19]</sup>利用PID控制器设计了自主起飞控制算法,并验证了算法的正确性;孙雨婷等<sup>[20]</sup>利用Hough算法检测降落标识,并通过串级PID控制设计实现了无人机自主降落无人艇的控制过程;高丽丽<sup>[21]</sup>利用PID控制设计实现了无人机自主着陆控制;

Çakici等<sup>[22]</sup>、Hadi等<sup>[23]</sup>采用多旋翼与固定翼复合形式布局,分别利用PID控制器、传统控制方法设计实现了无人机垂直起降过程控制。通过分析文献[18-23]可知,PID控制在简化无人机模型的环境下可以实现对无人机运动的良好控制。

以上研究采用不同的控制方法实现了无人机以不同方式起飞或降落过程的控制,通过对上述控制方法的综合分析可知,先进的现代控制虽然在理论上得到了很好的发展,但这些控制理论对模型的精度要求过高,导致其不能广泛应用于控制系统的设计中。与其他控制算法相比,PID控制算法参数整定简单,运行高效,实时性强,一直被广泛应用于控制各类系统。因此,本文采用PID控制方法实现四火箭助推无人机起降过程的控制。本文研究的四火箭助推无人机控制算法通过控制舵偏角和火箭偏角实现目标无人机的短距离起降过程;通过对比仿真结果与试验结果来验证控制算法是否符合设计要求。

## 1 控制策略

控制算法在PID控制方法的基础上加入姿态角加速率的控制,使得无人机的起飞和降落过程更稳定。

### 1.1 起飞过程控制策略

目标无人机起飞过程3 s完成,四枚火箭0 s时点火,工作3 s后熄火。

目标无人机的俯仰控制基于目标俯仰姿态角 $\theta_c$ 控制。无干扰状态,0~2 s内 $\theta_c=0^\circ$ ,2~3 s内 $\theta_c$ 随时间线性变化;风速干扰状态,引入 $\theta_c$ 空速修正,从而控制空速变化对俯仰姿态角的影响;俯仰姿态角控制根据控制律计算结果改变升降舵偏角和火箭一、二偏角实现。

目标无人机的滚转控制基于目标滚转姿态角 $\gamma_c=0^\circ$ 控制,通过控制目标无人机副翼偏角和火箭三、四偏角实现。

目标无人机航向控制仅进行增稳控制,不进行航向角控制,即控制无人机偏航角速率及角加速度收敛于 $0^\circ/\text{s}$ 及 $0^\circ/\text{s}^2$ 。

### 1.2 降落过程控制策略

目标无人机降落过程6 s完成,火箭一、二0 s

时点火,工作 6 s 后熄火,火箭三、四 2 s 时点火,工作 4 s 后熄火。参考文献[10]中的降落轨迹设计降落轨迹,如图 1 所示。无人机完成降落轨迹后,做自由落体运动并在缓冲机构作用下着陆。

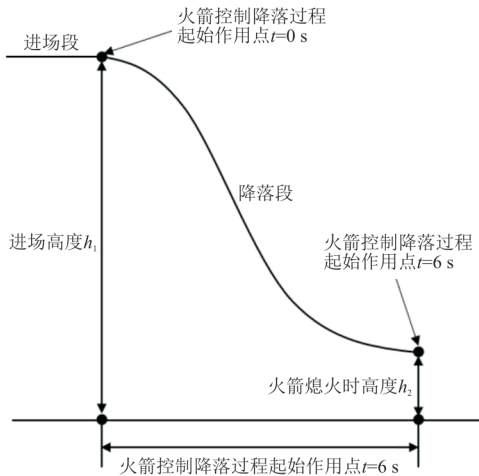


图 1 火箭控制无人机降落轨迹<sup>[10]</sup>

Fig. 1 Rocket controlled UAV landing trajectory<sup>[10]</sup>

目标无人机的俯仰控制基于目标俯仰姿态角  $\theta_c$  进行控制。无干扰状态,目标姿态角恒定  $\theta_c = 2^\circ$ ;风速干扰状态,控制方法与起飞过程相同,不再赘述。

目标无人机的滚转控制基于目标滚转姿态角  $\gamma_c = 0^\circ$  控制。0~2 s 内通过控制改变目标无人机副翼偏角实现;2~6 s 通过控制改变目标无人机副翼偏角和火箭三、四偏角实现。目标无人机航向控制与起飞过程相同,不再赘述。

控制目标无人机起降过程结束时,三轴角速率收敛至  $0 (^{\circ})/s$ ,角加速度收敛至  $0 (^{\circ})/s^2$ 。

## 2 无人机各模块模型的建立

建模前先介绍火箭布局情况。四枚火箭分别布置在无人机重心前后及左右。火箭一、二布置在无人机对称面内,用于俯仰姿态控制;火箭三、四布置在无人机对称面两侧,用于滚转角和偏航运动控制;目标无人机火箭布局如图 2 所示。起飞过程中,火箭一、二的偏角均小于  $90^\circ$ ,用于增加前飞速度和上升速度,从而实现无人机的起飞;降落过程中,火箭一、二偏角均大于  $90^\circ$ ,用于减小前飞速度和降低飞行高度,从而实现无人机减速降高;火箭三、四角度基本对称,两者角度之和约为  $180^\circ$ 。

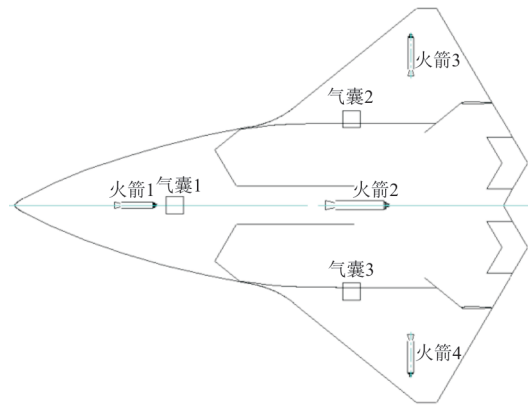


图 2 目标无人机火箭位置布局

Fig. 2 Target UAV rocket position layout

目标无人机起降过程模型合成图如图 3 所示,程序框图如图 4 所示。

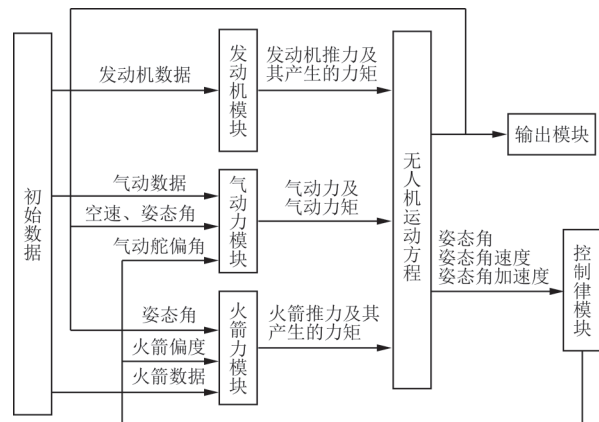


图 3 起降过程模型合成图

Fig. 3 Composite diagram of takeoff and landing model

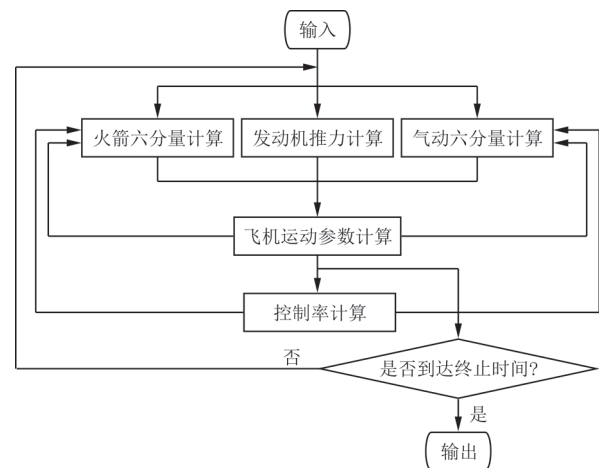


图 4 起降过程程序框图

Fig. 4 Procedure block diagram of takeoff and landing process

根据目标无人机起降过程模型合成图分模块构建目标无人机的仿真模型;依据程序框图设计

所需的控制算法。

## 2.1 无人机运动方程的建立

目标无人机在起飞和降落过程中,受力包含有:重力、空气动力、火箭推力、发动机推力及其产生的力矩。无人机受力情况可综合表示为

$$F = F_{\text{aerodynamic}} + F_{\text{rocket}} + F_{\text{engine}} + G \quad (1)$$

$$M = M_{\text{aerodynamic}} + M_{\text{rocket}} + M_{\text{engine}} \quad (2)$$

式中: $F$ 为无人机所受到的合外力; $F_{\text{aerodynamic}}$ 为无人机受到的气动力; $F_{\text{rocket}}$ 为火箭推力; $F_{\text{engine}}$ 为发动机推力; $G$ 为无人机重力; $M$ 为无人机受到的合外力矩; $M_{\text{aerodynamic}}$ 为无人机受到的气动力矩; $M_{\text{rocket}}$ 为火箭推力产生的力矩; $M_{\text{engine}}$ 为发动机推力产生的力矩。

根据目标无人机的综合受力情况及刚体动力学定理<sup>[24-25]</sup>,在体轴系下建立目标无人机的运动学模型,目标无人机的动力学方程如式(3)~式(5)所示。

力学方程组

$$\begin{cases} \dot{u} = vr - \omega q - G \sin \theta + \frac{F_x}{m} \\ \dot{v} = -ur + \omega p + G \cos \theta \sin \gamma + \frac{F_z}{m} \\ \dot{\omega} = uq - vp + G \cos \theta \cos \gamma + \frac{F_y}{m} \end{cases} \quad (3)$$

运动方程组

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = p + (r \cos \gamma + q \sin \gamma) \cdot \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \gamma - r \sin \gamma \\ \dot{\epsilon} = \frac{1}{\cos \theta} \cdot (r \cos \gamma + q \sin \gamma) \end{cases} \quad (4)$$

力矩方程组

$$\begin{cases} \dot{p} = c_1 qr + c_2 pq + c_3 M_x + c_4 M_z \\ \dot{q} = c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M_y \\ \dot{r} = c_8 pq - c_2 qr + c_4 M_x + c_9 M_z \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\theta$ 、 $\gamma$ 、 $\epsilon$ 为无人机的俯仰角、滚转角及偏航角; $p$ 、 $q$ 、 $r$ 为对应的角加速度; $u$ 、 $v$ 、 $\omega$ 为地轴系下在三个坐标轴的速度分量; $F_x$ 、 $F_z$ 、 $F_y$ 为无人机所受合外力在地轴系三个坐标轴的分力; $m$ 为无人机质量; $M_x$ 、 $M_y$ 、 $M_z$ 为无人机所受合外力矩在地轴系三个坐标轴的分力矩; $c_1 \sim c_9$ 为计算过程中产生的系数,与惯性矩和惯性积有关。

## 2.2 气动力数学模型的建立

目标无人机采用火箭助推起降方式。无人机总体参数如表1所示。

表1 目标无人机参数  
Table 1 Target UAV parameters

参数	数值	参数	数值
无人机质量/kg	1 500	着陆进场速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	72.0
机翼面积/ $\text{m}^2$	10.85	着陆进场高度/m	22.5
机翼展长/m	4.584	着陆高度/m	2.0
展弦比	1.937	$x$ 轴惯性积/( $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ )	381.4
平均气动弦长/m	2.95	$y$ 轴惯性积/( $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ )	1 823.6
起飞速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	60.0	$z$ 轴惯性积/( $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ )	2 818.3
起飞高度/m	25.0		

根据文献[26]中地轴系、体轴系和风轴系的建立方式建立对应的坐标系。本文建立的坐标系 $x$ 轴对应国标坐标系的 $x$ 轴, $z$ 轴对应国标体轴系的 $y$ 轴, $y$ 轴对应国标坐标系的 $z$ 轴。

在风轴系下,目标无人机受到的气动升力、阻力、侧力如公式(6)所示。

$$F_{\text{aerodynamic}} = [L \ D \ Z]^T \quad (6)$$

在体轴系下,该无人机受到的气动俯仰力矩、滚转力矩及偏航力矩为

$$M_{\text{aerodynamic}} = [M \ N \ Q]^T \quad (7)$$

目标无人机的气动力参数只考虑攻角、侧滑角和气动舵偏角的影响。目标无人机的升阻力系数及俯仰力矩系数与攻角的关系如图5所示,目标无人机侧力系数、滚转力矩系数及偏航力矩系数与侧滑角的关系如图6所示。

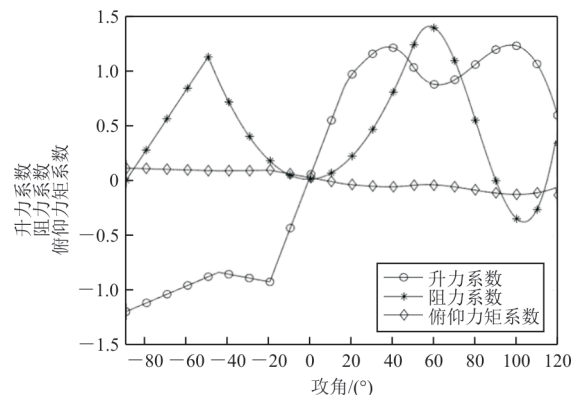


图5 升阻力系数及俯仰力矩系数随攻角的变化曲线  
Fig. 5 Procedure block diagram of takeoff and landing process

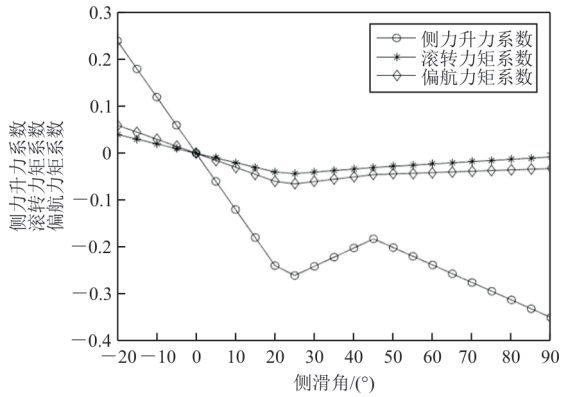


图 6 侧力系数、滚转力矩系数及偏航力矩系数随侧滑角的变化曲线

Fig. 6 Variation curve of side force coefficient, rolling moment coefficient and yaw moment coefficient with side slip angle

### 2.3 火箭推力数学模型的建立

起降过程共用的助推火箭参数如表 2 所示,起飞过程火箭参数如表 3 所示,降落过程火箭参数如表 4 所示。

表 2 助推火箭相关参数

Table 2 Relevant parameters of booster rocket

序号	$x/m$	$y/m$	$z/m$	质量/kg	长度/m	直径/mm
1	1.80	-0.14	0.0	20.7	0.6	106
2	-0.90	-0.18	0.0	37.8	0.8	158
3	-1.14	0.00	2.0	3.0	0.5	90
4	-1.14	0.00	-2.0	3.0	0.5	90

表 3 无人机起飞过程火箭推力参数

Table 3 Rocket thrust parameters during UAV takeoff

序号	推力数值/kg	作用时间/s
1	1 380	0~3
2	1 620	0~3
3	100	0~3
4	100	0~3

表 4 无人机降落过程火箭推力参数

Table 4 Rocket thrust parameters during UAV landing

序号	推力数值/kg	作用时间/s
1	840	0~6
2	1 420	0~6
3	100	2~6
4	100	2~6

表 2 中,  $x, y, z$  为火箭转轴中心坐标, 无人机重心位于坐标原点。

火箭一、二的推力及其产生的力矩在体轴系的数学模型如公式(8)~公式(10)所示。

$$F_{b12} = \begin{bmatrix} F_{x12} \\ F_{z12} \\ F_{y12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{k12} \times \cos(\delta_{k12}) \\ 0 \\ F_{k12} \times \sin(\delta_{k12}) \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$M_{b12} = \begin{bmatrix} M_{x12} \\ M_{z12} \\ M_{y12} \end{bmatrix} = I_{k12} \times F_{b12} \quad (9)$$

$$I_{k12} = [X_{k12} \quad Z_{k12} \quad Y_{k12}]^T \quad (10)$$

式中:  $F_{b12}$  为火箭一或火箭二作用于目标无人机的推力;  $F_{x12}, F_{z12}, F_{y12}$  对应为火箭一或火箭二推力在体轴系三个坐标轴的分量;  $F_{k12}$  为火箭一或火箭二提供的推力;  $M_{b12}$  为火箭一或火箭二作用于目标无人机的推力产生的力矩;  $M_{x12}, M_{z12}, M_{y12}$  为对应的火箭一或火箭二推力产生的力矩在体轴系三个坐标轴的分量;  $I_{k12}$  为火箭一或火箭二推力作用点位置向量,  $X_{k12}, Z_{k12}, Y_{k12}$  为火箭一或火箭二推力作用点位置向量坐标。

由于火箭一、二推力及力矩在体轴系的数学模型相同, 为避免重复, 统一用公式(8)~公式(9)表示。

火箭三、四推力及其产生的力矩在体轴系的数学模型如公式(11)~公式(12)所示。

$$F_{b34} = \begin{bmatrix} F_{x34} \\ F_{z34} \\ F_{y34} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ F_{k34} \times \cos(\delta_{k34}) \\ F_{k34} \times \sin(\delta_{k34}) \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$M_{b34} = \begin{bmatrix} M_{x34} \\ M_{z34} \\ M_{y34} \end{bmatrix} = I_{k34} \times F_{b34} \quad (12)$$

$$I_{k34} = [X_{k34} \quad Z_{k34} \quad Y_{k34}]^T \quad (13)$$

火箭三、四的推力及其产生的力矩在体轴系的数学模型相同, 各符号的含义与公式(8)~公式(10)中符号含义对应一致, 不再赘述。

### 2.4 发动机推力数学模型的建立

目标无人机动力装置采用涡喷发动机, 最大推力为 11 000 N, 发动机安装在无人机尾部, 推力线与机身轴线重合。发动机推力及其产生的力矩在体轴系下的数学模型如公式(14)~公式(15)所示。

$$F_{\text{engine}} = \begin{bmatrix} F_{ex} \\ F_{ez} \\ F_{ey} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{e0} + k_e \times t \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$M_{\text{engine}} = \begin{bmatrix} M_{ex} \\ M_{ez} \\ M_{ey} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中:  $F_{\text{engine}}$  为发动机作用于目标无人机的推力;  $F_{ex}$ 、 $F_{ez}$ 、 $F_{ey}$  为发动机推力在体轴系三个坐标轴的分量;  $F_{e0}$  为发动机推力初始给定值;  $k_e$  为发动机推力随时间的变化率;  $t$  为作用时间;  $M_{\text{engine}}$  为发动机作用于目标无人机的推力产生的力矩;  $M_{ex}$ 、 $M_{ez}$ 、 $M_{ey}$  为发动机作用于目标无人机的推力产生的力矩在体轴系三个坐标轴的分量。

根据所建立的各个模型及无人机的运动方程在 MATLAB 中搭建整机模型。

### 3 控制系统设计

根据上文的控制策略设计相应的控制律模型, 目标无人机起飞和降落过程中俯仰通道的控制律模型如公式(16)~公式(17)所示。

$$\left. \begin{aligned} \delta_{\text{eact}} \\ \delta_{\text{erkt}} \end{aligned} \right\} = K_p \times (\theta - \theta_c) + K_i \times \sum (\theta - \theta_c) + K_d \times \dot{\delta}_\theta + K_{dd} \times \ddot{\delta}_\theta \quad (16)$$

$$\delta_{V_w} = \theta_c - K_w \times V_w \quad (17)$$

目标无人机起飞和降落过程中滚转通道的控制律模型为

$$\left. \begin{aligned} \delta_{\text{aaec}} \\ \delta_{\text{arkt}} \end{aligned} \right\} = K_p \times (\gamma - \gamma_c) + K_i \times \sum (\gamma - \gamma_c) + K_d \times \dot{\delta}_\gamma + K_{dd} \times \ddot{\delta}_\gamma \quad (18)$$

目标无人机起飞和降落过程中偏航通道的控制律模型为

$$\left. \begin{aligned} \delta_{\text{yaec}} \\ \delta_{\text{yrkt}} \end{aligned} \right\} = K_d \times \dot{\delta}_\epsilon + K_{dd} \times \ddot{\delta}_\epsilon \quad (19)$$

研究对象在降落过程中高度控制的控制律为

$$\left. \begin{aligned} \delta_{\text{Haec}} \\ \delta_{\text{Hrkt}} \end{aligned} \right\} = K_p \times (H - H_c) + K_i \times \sum (H - H_c) + K_d \times \dot{\delta}_H + K_{dd} \times \ddot{\delta}_H \quad (20)$$

式中:  $\delta_{\text{eact}}$ 、 $\delta_{\text{aaec}}$ 、 $\delta_{\text{yaec}}$ 、 $\delta_{\text{Haec}}$  分别为俯仰通道、滚转通道、偏航通道及高度控制中气动舵偏角;  $\delta_{\text{erkt}}$ 、 $\delta_{\text{arkt}}$ 、 $\delta_{\text{yrkt}}$ 、 $\delta_{\text{Hrkt}}$  分别为俯仰通道、滚转通道、偏航通道及高度控制中火箭偏角;  $\theta$ 、 $\gamma$ 、 $H$  分别为俯仰角、滚转角、高度的当前值;  $\theta_c$ 、 $\gamma_c$ 、 $H_c$  分别为俯仰角、滚转角、高度的给定值;  $\dot{\delta}_\theta$ 、 $\dot{\delta}_\gamma$ 、 $\dot{\delta}_H$ 、 $\ddot{\delta}_\theta$ 、 $\ddot{\delta}_\gamma$ 、 $\ddot{\delta}_H$  分别为俯仰角、滚转角、高度变化量的一阶导数和二

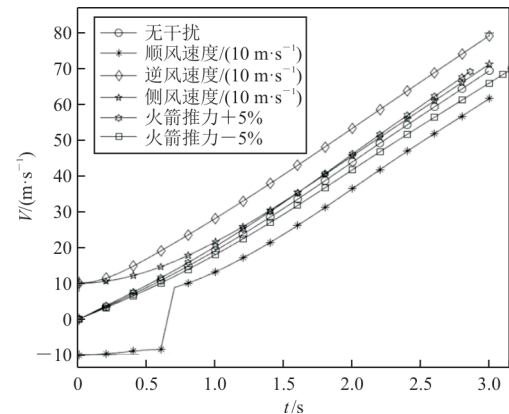
阶导数;  $K_p$ 、 $K_i$ 、 $K_d$ 、 $K_{dd}$  分别为比例、积分、微分及二阶导数控制系数;  $\delta_{V_w}$ 、 $V_w$  分别为俯仰通道顺逆风影响下的气动舵偏角及空速。

## 4 结果分析

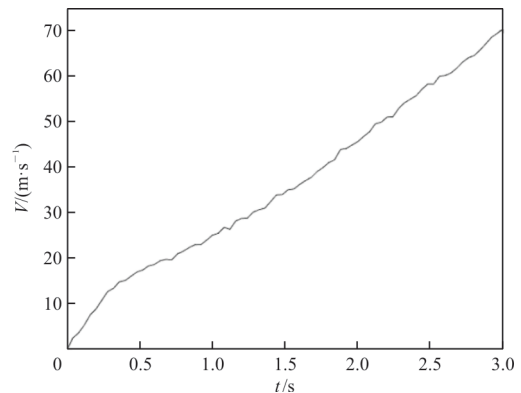
本文利用 MATLAB 软件编程, 进行起降过程数字仿真计算, 时间步长 0.005 s, 单个步长内计算参数按线性变化。计算内容包括无干扰、火箭推力变化(总冲不变)、侧风影响、顺逆风影响等不同状态下目标无人机飞行速度、高度、姿态角、航迹角、三轴角速率及角加速度。计算过程未考虑燃油消耗对无人机飞行重量影响。将仿真结果与试飞结果进行对比分析。

### 4.1 起飞过程结果分析

目标无人机起飞过程各种影响条件下的仿真计算结果和试飞结果对比如图 7~图 10 所示, 航向角速率动态响应如图 11 所示, 航向角加速度动态响应如图 12 所示。



(a) 仿真结果

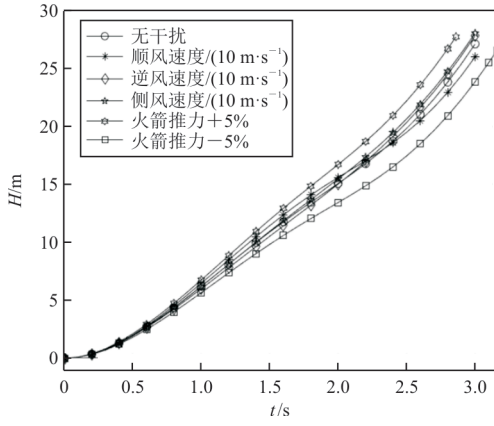


(b) 试飞结果

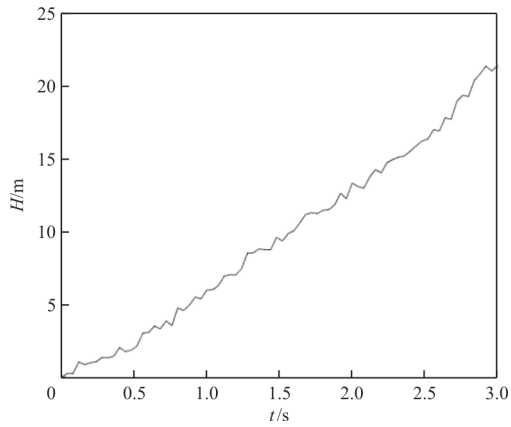
图 7 空速动态响应结果与试飞结果

Fig. 7 Airspeed dynamic response and flight test results

从图 7 可以看出:控制结束时,各状态下目标无人机空速都不低于 60 m/s(除顺风状态)与试飞结果基本一致。

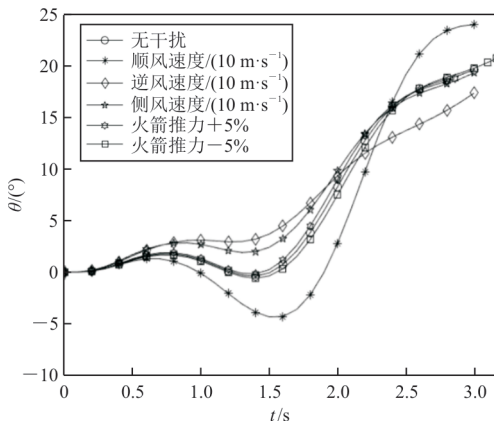


(a) 仿真结果

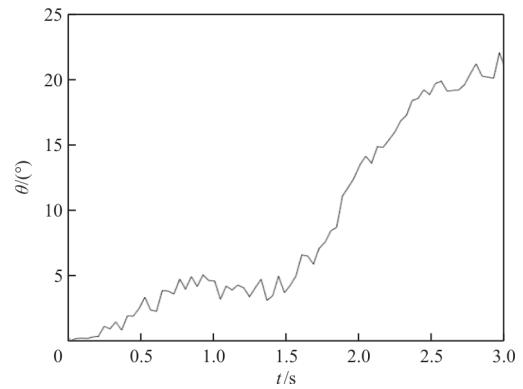


(b) 试飞结果

图 8 飞行高度动态响应结果与试飞结果  
Fig. 8 Flight altitude dynamic response and flight test results

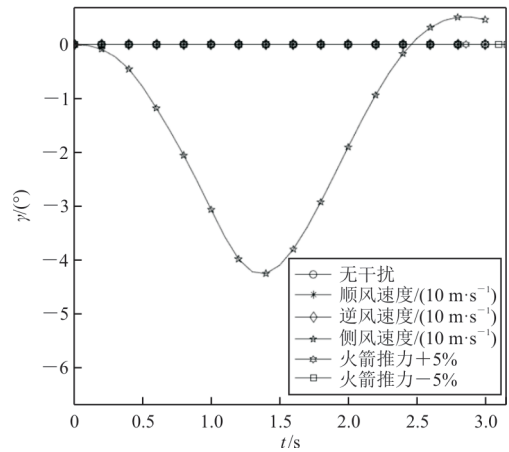


(a) 仿真结果

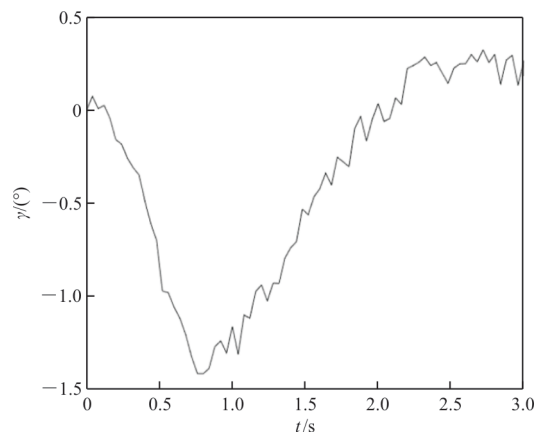


(b) 试飞结果

图 9 俯仰姿态角动态响应结果与试飞结果  
Fig. 9 Pitch attitude angle dynamic response and flight test results



(a) 仿真结果



(b) 试飞结果

图 10 滚转姿态角动态响应结果与试飞结果  
Fig. 10 Roll attitude angle flight test results and flight test results

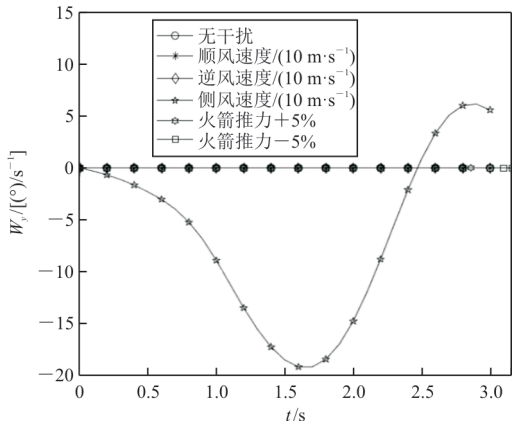


图 11 航向角速率动态响应

Fig. 11 Dynamic response of heading angular rate

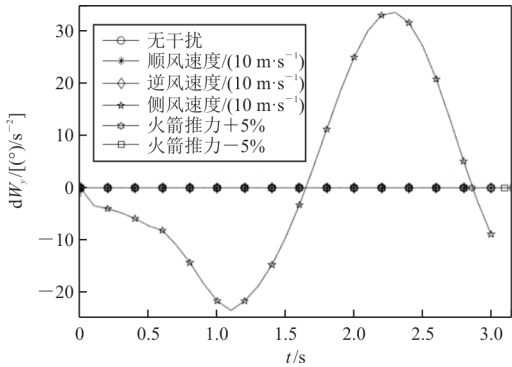


图 12 航向角加速率动态响应

Fig. 12 Dynamic response of course angle acceleration rate

从图 8 可以看出:控制结束时,各状态下目标无人机飞行高度都不低于 25 m,但试飞结果未达到 25 m,这是因为参数测量时存在误差,实际飞行时无人机受到的干扰因素无法精确建模。

从图 9 可以看出:火箭作用时间内,各状态下目标无人机的俯仰姿态角被控制在  $-5^{\circ} \sim 25^{\circ}$  范围内,与试飞结果基本一致,但是试飞结果俯仰角未出现负值,理由同上。

从图 10 可以看出:侧风干扰状态下目标无人机滚转姿态角可控制在  $\pm 5^{\circ}$  范围内,与试飞结果基本一致。

从图 11~图 12 可以看出:偏航角速率可控制在  $\pm 20 (^{\circ})/s$  范围内,角加速率可控制在  $\pm 35 (^{\circ})/s^2$  范围内。结果表明,左右火箭对横向控制有效,航向控制能力偏弱,航向增稳有待改进。

起飞过程中,火箭偏角不参与俯仰控制,也不使用高度控制。目标无人机起飞过程各种影响条件下控制量的仿真计算结果如图 13~17 所示。

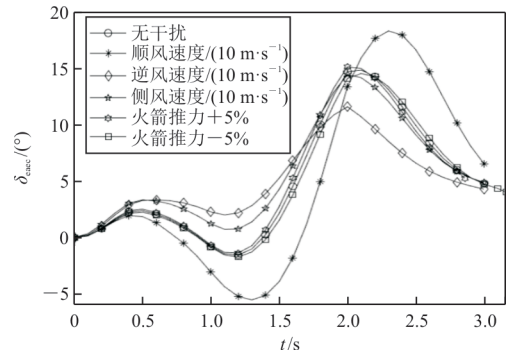


图 13 升降舵控制量变化曲线

Fig. 13 Change curve of elevator control quantity

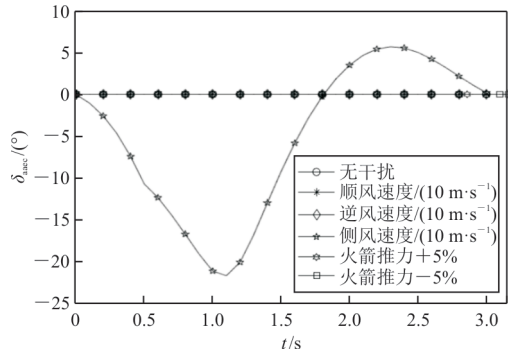


图 14 副翼控制量变化曲线

Fig. 14 Aileron control quantity change curve

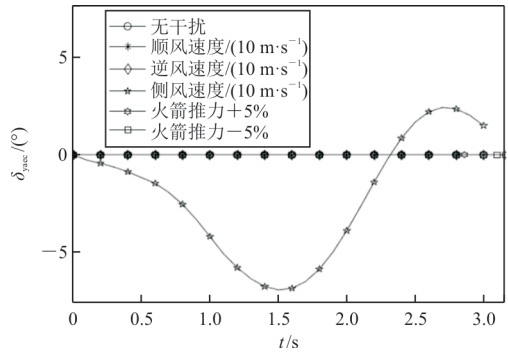


图 15 方向舵控制量变化曲线

Fig. 15 Rudder control quantity change curve

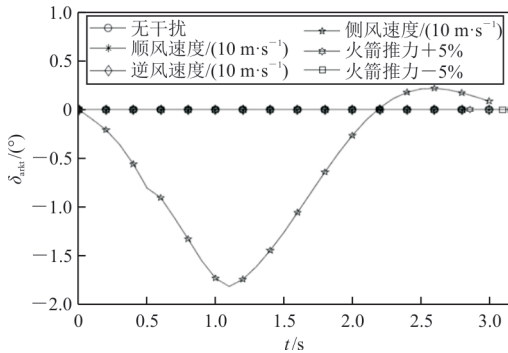


图 16 控制滚转运动的火箭偏角控制量变化曲线

Fig. 16 Variation curve of rocket deflection control quantity to control rolling motion



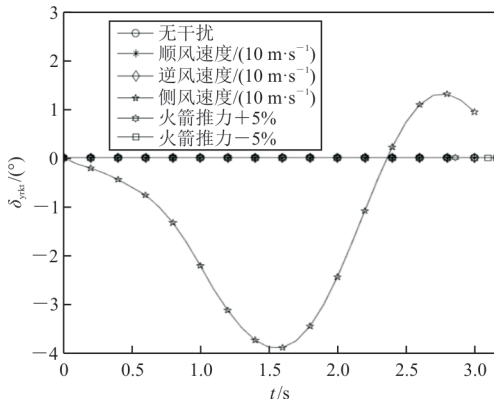
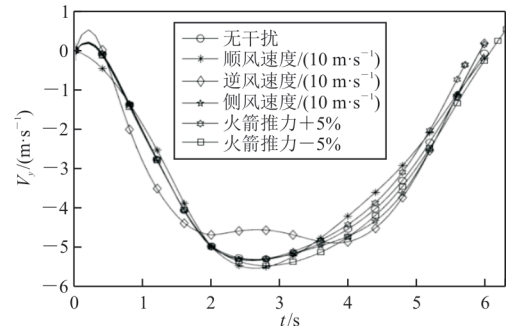


图 17 控制偏航运动的火箭偏角控制量变化曲线  
 Fig. 17 Variation curve of rocket yaw control quantity to control yaw motion

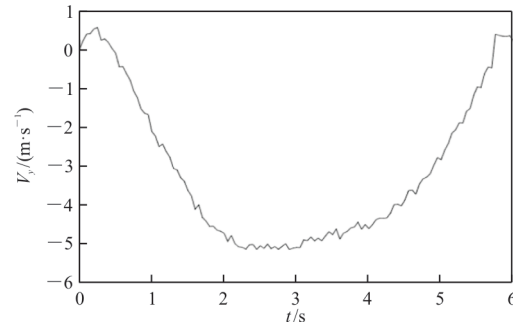
从图 13~17 可以看出:控制结束时,各控制量不同程度上收敛于 0。

### 4.2 降落过程结果分析

目标无人机降落过程在各种影响条件下仿真计算结果和试飞结果对比如图 18~图 23 所示,航向角速率动态响应如图 24 所示,航向角加速率动态响应如图 25 所示。

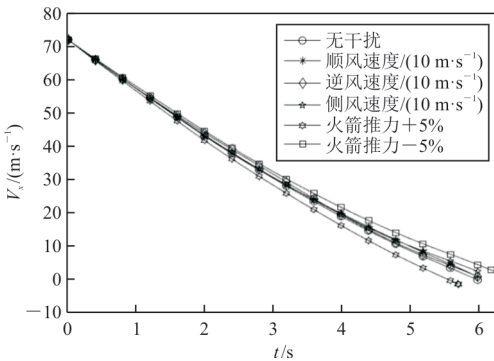


(a) 仿真结果

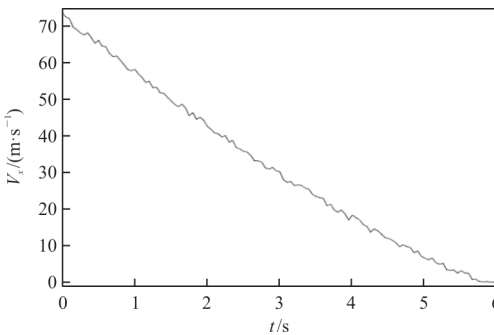


(b) 试飞结果

图 19 垂向速度动态响应结果与试飞结果  
 Fig. 19 Vertical speed dynamic response and flight test results

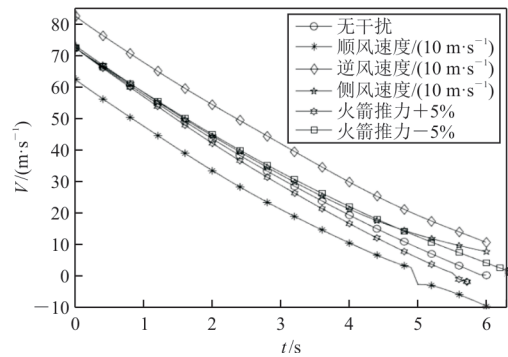


(a) 仿真结果

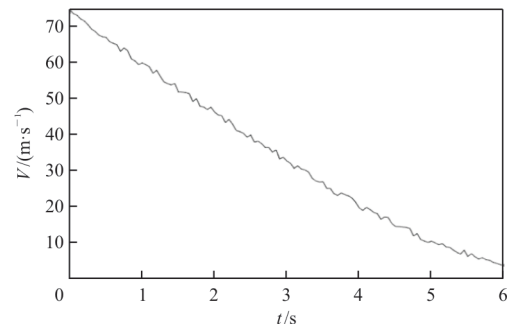


(b) 试飞结果

图 18 前飞速度动态响应结果与试飞结果  
 Fig. 18 Forward flight speed dynamic response and test results

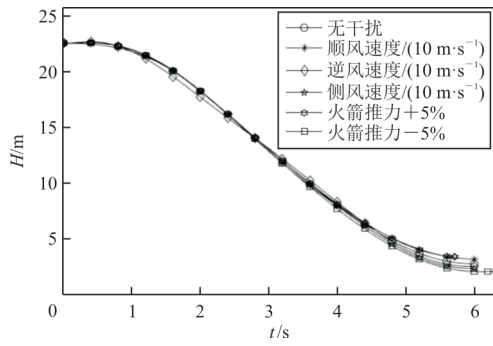


(a) 仿真结果

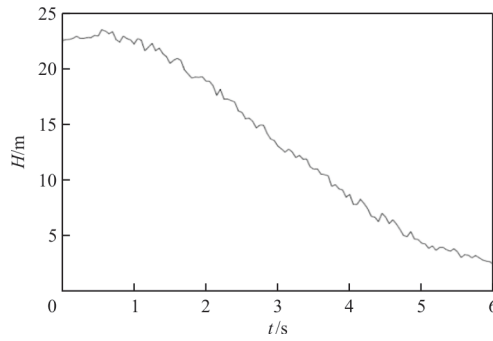


(b) 试飞结果

图 20 降落速度动态响应结果与试飞结果  
 Fig. 20 Landing speed dynamic response and flight test results



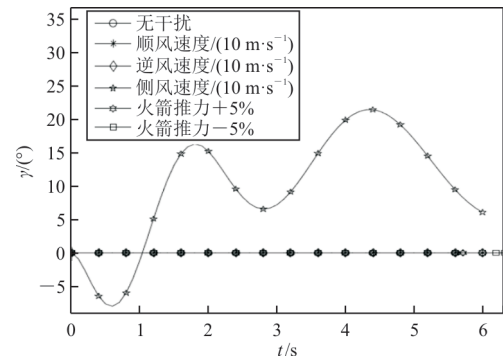
(a) 仿真结果



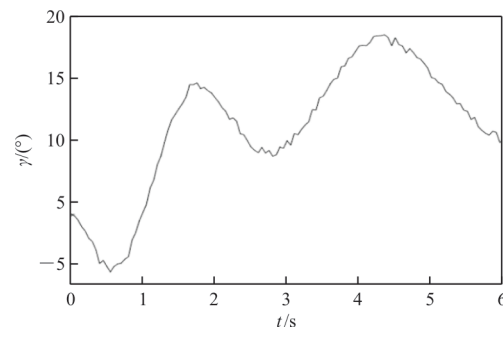
(b) 试飞结果

图 21 高度动态响应结果与试飞结果

Fig. 21 Highly dynamic response and flight test results



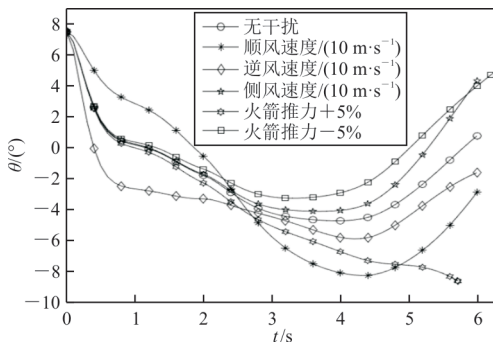
(a) 仿真结果



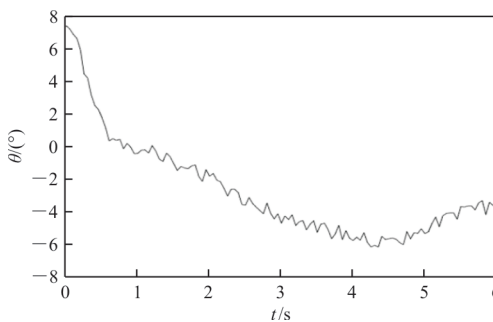
(b) 试飞结果

图 23 滚转姿态角动态响应与试飞结果

Fig. 23 Roll attitude angle dynamic response and flight test results



(a) 仿真结果



(b) 试飞结果

图 22 俯仰姿态角的动态响应结果与试飞结果

Fig. 22 Pitch attitude angle dynamic response and flight test results

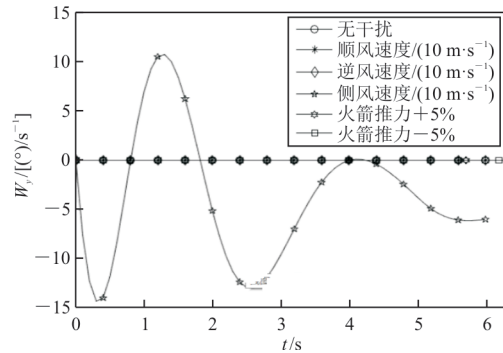


图 24 航向角速率动态响应

Fig. 24 Dynamic response of heading angular rate

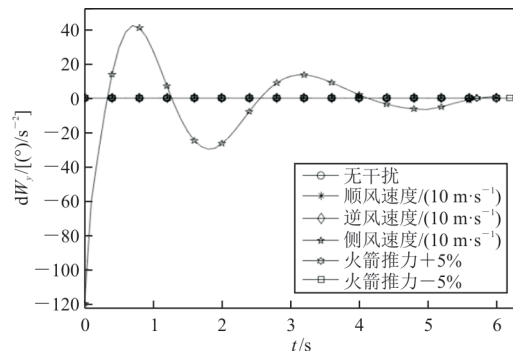


图 25 航向角加速率动态响应

Fig. 25 Dynamic response of course angle acceleration rate

从图 18 可以看出:控制结束时,各状态下目标无人机前飞速度可控制在  $-2\sim 3\text{ m/s}$  范围内,与试飞结果基本一致。

从图 19 可以看出:控制结束时,各状态下垂向速度可控制在  $\pm 1\text{ m/s}$  范围内,与试飞结果基本一致。

从图 20 可以看出:各状态下目标无人机空速变化趋势与试飞结果基本一致。

从图 21 可以看出:各状态下目标无人机高度的变化趋势与试飞结果基本一致,控制结束时目标无人机的高度控制在  $2\sim 4\text{ m}$  内。

从图 22 可以看出:各状态下目标无人机的俯仰姿态角可控制在  $\pm 10^\circ$  范围内,与试飞结果基本一致。

从图 23 可以看出:为了减小侧偏距,目标无人机滚转姿态角控制在  $\pm 25^\circ$  范围内,与试飞结果基本一致,但是试飞结果的值略小一些。

从图 24~图 25 可以看出:偏航角速率可控制在  $\pm 15^\circ/\text{s}$  范围内,角加速度可控制在  $\pm 45^\circ/\text{s}^2$  范围内,与起飞模式相类似,航向增稳控制有待改进。

为使无人机安全稳定地完成降落,降落过程中需将偏航角速率及角加速度控制为接近零值;降落控制结束时需将无人机的俯仰姿态角和滚转姿态角控制在一定的偏转范围内;同时,降落过程控制结束时还要求无人机保持一定的高度。目标无人机降落过程在各种影响条件下控制量的仿真计算结果如图 26~图 33 所示。

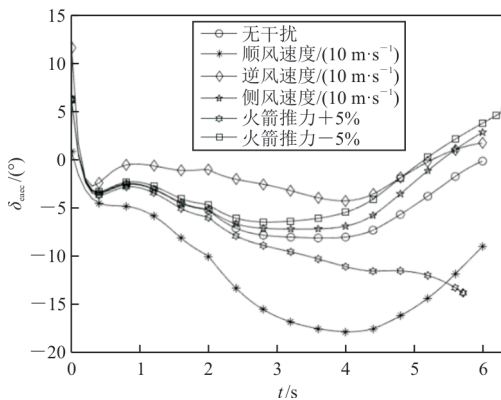


图 26 升降舵控制量变化曲线  
Fig. 26 Change curve of elevator control quantity

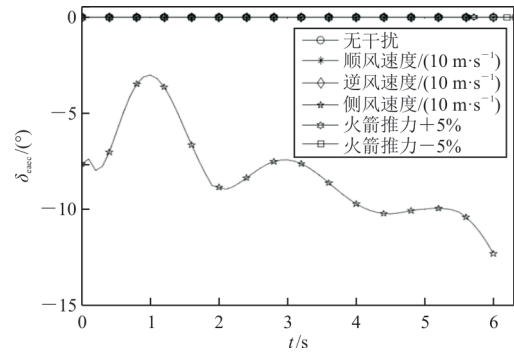


图 27 副翼控制量变化曲线  
Fig. 27 Aileron control quantity change curve

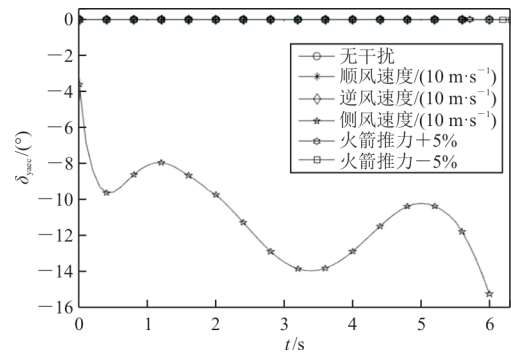


图 28 方向舵控制量变化曲线  
Fig. 28 Rudder control quantity change curve

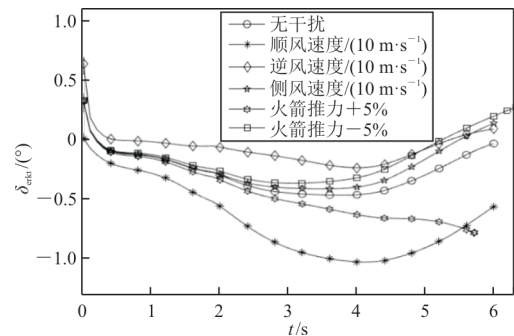


图 29 控制俯仰运动的火箭控制量变化曲线  
Fig. 29 Rocket control variable curve for pitch control

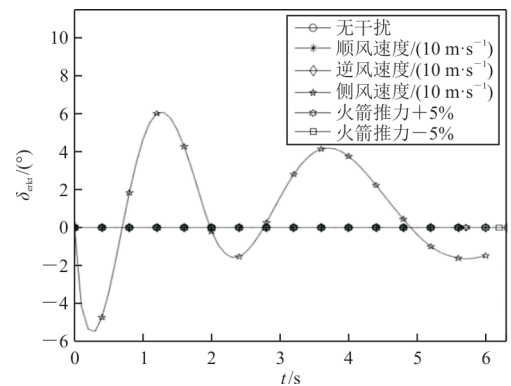


图 30 控制滚转运动的火箭控制量变化曲线  
Fig. 30 Rocket control variable curve for controlling rolling motion

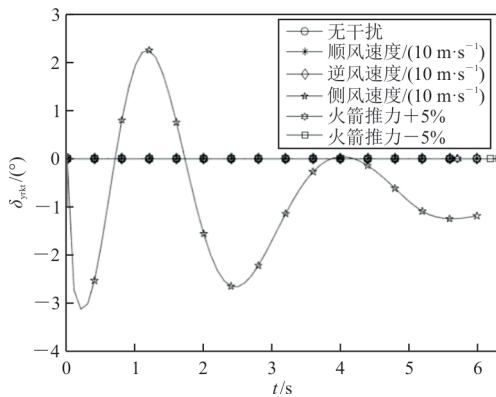


图 31 控制偏航运动的火箭控制量变化曲线  
Fig. 31 Rocket control variable curve for controlling yaw motion

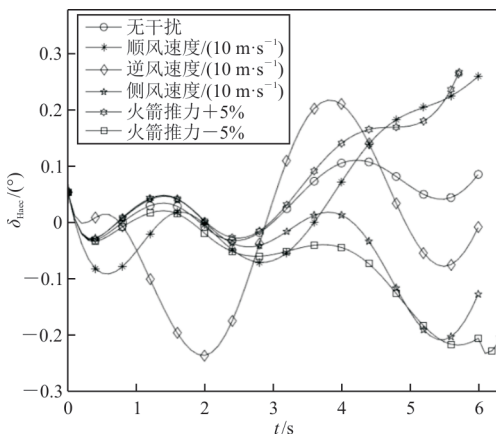


图 32 控制量升降舵偏角变化曲线  
Fig. 32 Elevator deflection angle control quantity change curve

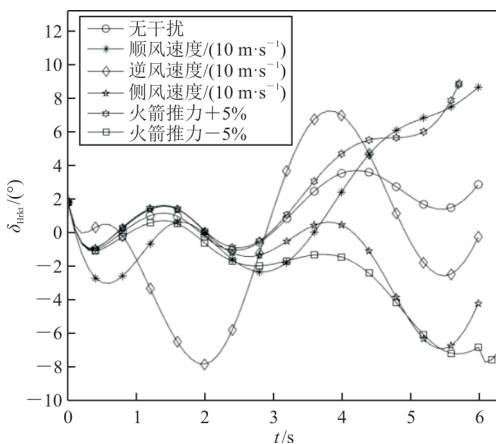


图 33 火箭偏角高度控制量变化曲线  
Fig. 33 Variation curve of rocket deflection height control quantity

## 5 结 论

1) 控制结束时目标无人机起飞速度不低于 60 m/s, 起飞高度不低于 25 m, 俯仰姿态角不大于

25°, 滚转角不大于 5°, 满足设计要求。

2) 无人机降落过程符合设计的降落轨迹, 控制结束时目标无人机的前飞速度不低于 -2 m/s 不超过 3 m/s, 垂向速度不低于 -1 m/s 不超过 1 m/s, 高度不低于 2 m 且不高于 4 m, 俯仰姿态角不超过 ±10° 范围, 滚转角不大于 10°, 满足设计要求。

3) 侧风干扰状态, 目标无人机航向增稳控制不理想, 需增加辅助稳定装置, 优化控制算法。

4) 由于参数测量时存在误差, 且实际飞行时无人机受到的干扰因素无法精确建模, 试飞结果与仿真结果存在差异。

## 参 考 文 献

- [1] 陈刚. 无人机单(双)火箭助推发射安全性对比分析[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(8): 27-32.  
CHEN Gang. Comparative analysis of UAV launching safety by using single or double solid-rocket booster [J]. Journal of Weapon Equipment Engineering, 2021, 42(8): 27-32. (in Chinese)
- [2] 陶于金. 小型固定翼无人机零长发射参数安全边界研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2017, 32(5): 447-451.  
TAO Yujin. Study on safety boundary of zero length launch parameters for small fixed wing UAV [J]. Journal of Naval Academy of Aeronautical Engineering, 2017, 32(5): 447-451. (in Chinese)
- [3] 杨广, 蒋盼盼, 李泰安, 等. 单发夹角式火箭助推发射起飞仿真技术研究[J]. 飞行力学, 2017, 35(4): 86-88.  
YANG Guang, JIANG Panpan, LI Taian, et al. Research on simulation technology for single rocket included angle booster launching UAV [J]. Flight Mechanics, 2017, 35(4): 86-88. (in Chinese)
- [4] 王平, 詹浩, 张怡哲. 升力风扇无人机垂直起飞控制系统设计与仿真[J]. 航空计算技术, 2012, 42(4): 77-81.  
WANG Ping, ZHAN Hao, ZHANG Yizhe. Design and simulation of lift fan UAV vertical takeoff control system [J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(4): 77-81. (in Chinese)
- [5] 赵志鸿. 某型无人机双发火箭助推发射动力学建模与仿真研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2007.  
ZHAO Zhihong. Dynamic modeling and simulation of a UAV dual rocket boost launch [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2007. (in Chinese)
- [6] 冉海霞. 某型无人机火箭弹射起飞俯仰姿态角优化设计[J]. 飞行力学, 2012, 30(3): 242-244.  
RAN Haixia. Optimal design of pitch attitude angle for rocket ejection of a UAV [J]. Flight Mechanics, 2012, 30(3): 242-244. (in Chinese)
- [7] 安佳宁. 某型无人机火箭助推发射系统设计及分析[J]. 指挥控制与仿真, 2019, 41(4): 120-125.  
AN Jianing. Launch system design and analysis for un-

- manned aerial vehicle with rocket booster [J]. *Command Control and Simulation*, 2019, 41(4): 120-125. (in Chinese)
- [8] 李浩, 肖前贵, 胡寿松. 火箭助推无人机起飞发射段建模与仿真[J]. *东南大学学报*, 2010, 40(1): 136-139.  
LI Hao, XIAO Qiangui, HU Shousong. Modeling and simulation of launch segment of rocket boosted UAV [J]. *Journal of Southeast University*, 2010, 40(1): 136-139. (in Chinese)
- [9] 许军, 张军红, 荣海春. 小型无人机火箭助推发射动态响应研究[J]. *机械与电子*, 2018, 36(1): 15-21.  
XU Jun, ZHANG Junhong, RONG Haichun. Research on dynamic response of rocket boost launching for small unmanned aerial vehicle [J]. *Mechanical and Electronic*, 2018, 36(1): 15-21. (in Chinese)
- [10] 朱国俊. 基于自抗扰算法的固定翼无人机自主起降控制研究[D]. 天津: 天津大学, 2019.  
ZHU Guojun. Research on autonomous takeoff and landing control of fixed wing UAV based on ADRC algorithm [D]. Tianjin: Tianjin University, 2019. (in Chinese)
- [11] 宋志强, 方武, 刘孝赵. 基于PD控制的四旋翼无人机着陆控制研究[J]. *计算机应用与软件*, 2020, 37(9): 324-327.  
SONG Zhiqiang, FANG Wu, LIU Xiaozhao. Research on landing control of quadrotor UAV based on PD control [J]. *Computer Application and Software*, 2020, 37(9): 324-327. (in Chinese)
- [12] 张子军, 蔡云鹏, 王允辉. 大翼展无人机侧风着陆控制技术[J]. *飞行力学*, 2022, 40(1): 8-12.  
ZHANG Zijun, CAI Yunpeng, WANG Yunhui. Research on cross wind landing control technology of large wing span UAV [J]. *Flight Mechanics*, 2022, 40(1): 8-12. (in Chinese)
- [13] 宫林. 无人机起飞与降落的控制技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
GONG Lin. Control technology of UAV takeoff and landing [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [14] 张晗祺, 郭志明, 孙宗华, 等. 高速无人机自主着陆纵向控制技术[J]. *南京航空航天大学学报*, 2020, 52(6): 881-888.  
ZHANG Hanqi, GUO Zhiming, SUN Zonghua, et al. Vertical control technology of autonomous landing of high-speed UAVs [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 52(6): 881-888. (in Chinese)
- [15] 唐进, 梁彦刚, 白志会, 等. 基于DQN的旋翼无人机着陆控制算法[J/OL]. *系统工程与电子技术*: 1-13 [2022-09-28]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2422.TN.20220928.10.18.003.html>.  
TANG Jin, LIANG Yangang, BAI Zihui, et al. DQN based landing control algorithm for rotor UAV [J/OL]. *Systems Engineering and Electronic Technology*: 1-13 [2022-09-28]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2422.TN.20220928.10.18.003.html>. (in Chinese)
- [16] CHANG C W, LO L Y, CHEUNG H C. Proactive guidance for accurate UAV landing on a dynamic platform: a visual-inertial approach [J]. *Sensors*, 2022, 22(1): 404-421.
- [17] LIN J, WANG Y N, MAO Z Q, et al. Low-complexity control for vision-based landing of quadrotor UAV on unknown moving platform [J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2022, 18(8): 5348-5358.
- [18] 孙蓉, 刘洪丹, 权申明, 等. 小型固定翼无人机自主起飞控制系统[J]. *实验室研究与探索*, 2018, 37(10): 89-97.  
SUN Rong, LIU Hongdan, QUAN Shenming, et al. Autonomous takeoff control system of small fixed wing UAV [J]. *Laboratory Research and Exploration*, 2018, 37(10): 89-97. (in Chinese)
- [19] 李震. 无人机滑跑短距起飞控制方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2018.  
LI Zhen. Research on control method of UAV skiing short distance takeoff [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [20] 孙雨婷, 李浩东. 旋翼无人机自主降落于运动无人艇的控制研究[J]. *电光与控制*, 2021, 28(1): 86-89.  
SUN Yuting, LI Haodong. Research on the control of rotor UAV autonomous landing on moving UAV [J]. *Electro Optics and Control*, 2021, 28(1): 86-89. (in Chinese)
- [21] 高丽丽. 固定翼无人机总体设计及自主着陆控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.  
GAO Lili. Conceptual design and research on control technology of autonomous landing for a fixed wing unmanned aircraft vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [22] ÇAKICI F, LEBLEBİCİOĞLU M K. Control system design of a vertical take-off and landing fixed-wing UAV [J]. *IFAC-Papers on Line*, 2016, 49(3): 267-272.
- [23] HADI G S, KUSNAEDI M R, DEWI P, et al. Design of avionics system and control scenario of small hybrid vertical take-off and landing (VTOL) UAV [J]. *The Journal of Instrumentation, Automation and Systems*, 2015, 2(2): 66-71.
- [24] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.  
FANG Zhenping, CHEN Wanchun, ZHANG Shuguang. *Flight dynamics of aircraft* [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005. (in Chinese)
- [25] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.  
ZHANG Minglian. *Flight control system* [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994. (in Chinese)
- [26] 左卓. 无人倾转旋翼机过渡段纵向控制策略研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.  
ZUO Zhuo. Research on longitudinal control strategy of unmanned tilt rotor aircraft transition section [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)

(编辑:马文静)