

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.05.048

无人机高精度着陆控制技术研究

魏硕, 黄一敏, 薛凯阳

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 211106)

摘要:为解决中大型固定翼无人机不同载荷下的精确着陆问题,针对对象无人机,分析其着陆难点,创新性地提出浅下滑段使用指数过渡+直线式的组合轨迹方法,设计基于俯仰角闭环控制回路的下沉速率串联控制结构,并按照轨迹设计下沉速率指令制导方案。通过鲁棒性仿真验证,不仅实现了全质量构型的安全着陆,而且触地精度可达到 ± 50 m以内,证实了该方案的有效性和可行性。

关键词:固定翼无人机;轨迹设计;下沉速率制导;精确着陆

中图分类号:V279 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2025)05-0245-07

Research on High-precision Landing Control Technology of UAV

WEI Shuo, HUANG Yimin, XUE Kaiyang

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: For precise landing of medium-large fixed wing UAV under different loads, this article, by analyzing the landing difficulties of the target UAV, innovates a propose of a combination trajectory method of exponential transition and straight line in the shallow glide section. A sinking rate cascade control law based on the pitch angle closed-loop control loop is designed, and a descent rate command guidance scheme is projected according to trajectory. The robust simulation verifies the safe landing of the full mass configuration as well as the touchdown accuracy within ± 50 m, which confirms the effectiveness and feasibility of the designed scheme.

Keywords: fixed wing UAV; trajectory design; descent rate guidance; precise landing

0 引言

中大型固定翼无人机在军事领域、现代航空和物流领域都扮演着重要的角色^[1]。随着襟翼在无人机上的应用,无人机的起降距离大大缩短,但由于着陆精度的问题,仍需要较长的跑道,这极大地限制了无人机的应用范围^[2-3]。因此,通过控制手段,实现高精度着陆变得尤为迫切。

针对这一问题,文献[4]提出了下沉速率随高度变化的制导律,提高了空载下的着陆安全性,但着陆精度仍不足 100 m;文献[5]使用了连续自动襟翼参与控制,虽然解决了大载荷下着陆安全性和着陆精度的问题,但实际工程中襟翼响应速度慢,经济效益差,基本无法使用。国内外许多学者主要聚焦于先进的着陆控制理论研究,例如将自抗扰控制(ADRC)、自适应控制、鲁棒控制及神经网络等方法与无人机着陆控制过程相融合。这种综合方法旨在优化控制系统,提高无人机着陆过程的精确性和可靠性^[6-10]。但由于各种限制原因,新的控制理论仍无法直接应用于实际工程项

目中^[11-15]。

以对象无人机为例,该无人机是从一款特技有人机改为无人机的,为常规气动布局,具备高升阻比、高气动效率的特点,空载下质量约 500 kg,最大承载 200 kg,属于中型无人机。但受限于控制方案,目前仅能支持质量 ± 50 kg 以内的安全着陆,且实际着陆精度大于 300 m。因此每次都只是在 3 级跑道(长度大于 1 200 m)上试飞。

本文针对此问题,提出了指数过渡+直线式的组合轨迹方法,并针对浅下滑段设计了下沉速率指令制导方案,旨在实现全质量构型下触地误差 ± 50 m以内的高精度着陆,以此提高对象无人机的运输应用能力。

1 着陆过程描述

1.1 着陆阶段划分

一般固定翼无人机的着陆过程按先后顺序共分为 5 个阶段,分别为进场平飞段、轨迹捕获段、陡下滑段、浅下滑段以及地面滑跑段。着陆各阶段的纵向剖面如图 1 所示。

第一作者简介:魏硕(1999—),男,安徽宿州人,硕士研究生,研究方向为先进飞行控制技术,496964810@qq.com。

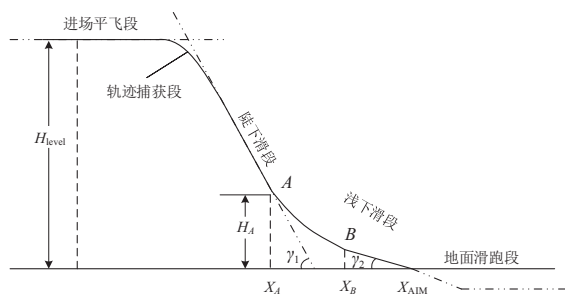


图1 固定翼无人机自动着陆纵向剖面示意图

图1中双点划线为预设轨迹线上的高度指令,实线为无人机的实际飞行轨迹。无人机在各个阶段,纵向上应尽可能使实际飞行轨迹与预设轨迹线重合,并且高度越低,要求重合度越高^[16]。轨迹主要参数如表1所示。

表1 着陆轨迹线参数列表

序号	符号	含义
1	H_{level}	进场平飞高度
2	H_A	浅下滑拉起高度
3	γ_1	陡下滑直线轨迹角
4	γ_2	浅下滑触地轨迹角
5	X_{AIM}	预设着陆点坐标
6	X_A	预设着陆点待飞距坐标
7	X_B	指数段结束时待飞距坐标

陡下滑段和浅下滑段的控制效果将直接影响触地精度。陡下滑段为固定轨迹角的直线段,主要目标是为了减小或者消除捕获阶段带来的高度和速度误差,达到稳定状态,为着陆做好准备。浅下滑段属于着陆过程的近地阶段,是整个着陆过程中无人机状态变化最大的阶段,该阶段主要目标是为了减小速度,拉起俯仰角,保证触地下沉速率的安全性。但由于其时间短、平均空速小、对地高度低的特性,非常容易受到外部干扰,从而影响触地精度。因此,浅下滑段对控制律的鲁棒性要求极高,是精确着陆控制中极为关键的部分。

1.2 着陆指标设计

良好的着陆品质通常由3个重要指标构成:安全的俯仰角、下沉速率以及准确的触地位置,称其为“着陆三要素”。

触地姿态角安全范围的选取与空载时 1.8° 的停机角有关,预留安全裕度后触地姿态角指令下限取 3.5° ;俯仰角指令上限受最大失速迎角(12°)

对应的俯仰角限制,取 10° ;触地下沉速率与主起落架可承受的最大瞬时垂向冲击速度有关,下沉速率超过 -2.0 m/s 会大幅影响起落架使用寿命,过小的下沉速率会导致滞空时间过长,触地精度降低。考虑一定裕度,因此控制律设计中下沉速率应处于 $[-1.5, -0.5]\text{ m/s}$ 以内。“着陆三要素”性能指标如表2所示。

表2 着陆三要素性能指标

重要性排序	性能指标	指标范围
1	触地俯仰角/ $^\circ$	$[3.5, 10.0]$
2	触地下沉速率/ (m/s)	$[-1.5, -0.5]$
3	触地相对预设着陆点位置/m	$[-50, +50]$

2 触地精度问题分析

2.1 着陆特性分析

1) 升阻比分析

图2为升阻比曲线,最大升阻比所对应的迎角为 4° 。在达到最大升阻比后,无人机将失去自稳定性。这种失去自稳定性的原因是当无人机受到某种干扰,导致阻力增加时,飞行速度会下降。根据自身的静稳定性,无人机会试图增加迎角,以维持所需的升力。然而,随着迎角的增加,阻力也进一步增大,导致飞行速度继续下降,如此恶性循环最终导致无人机失速并失去高度。因此必须加入速度控制,提高自身稳定性。

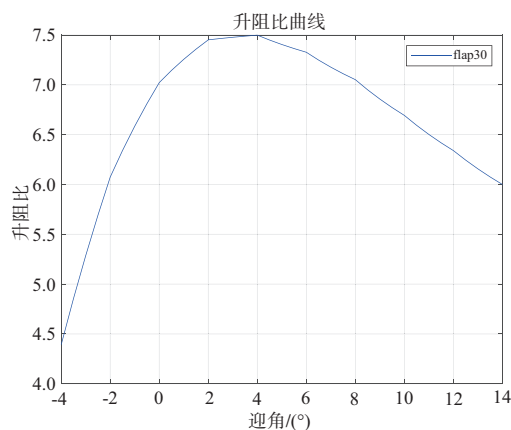


图2 升阻比曲线

2) 配平特性分析

表3给出质量为 $500\text{ kg}/600\text{ kg}/700\text{ kg}$ 、不同触地速度下,约束下沉速率为 -1 m/s 下的着陆配平结果。

表3 空速与质量关系配平表

空速/(m/s)	质量/kg	俯仰角/(°)	迎角/(°)	油门/%
23	500	5.3	7.3	15.6
	600	8.3	10.3	27.6
	700	11.0	13.0	43.4
24	500	4.1	6.1	15.0
	600	6.7	8.7	25.3
	700	9.4	11.4	40.8
25	500	3.5	5.5	14.1
	600	5.4	7.4	23.5
	700	8.1	10.1	38.2

根据表3中的配平数据,可以得出以下结论:

a) 对象无人机空载下的着陆迎角都高于 5.5° ,且大于最大升阻比所对应的迎角(4°),因此属于大迎角着陆,必须加入速度控制;

b) 同一空速下,对象无人机质量变化对配平结果影响很大,俯仰角-质量变化率大于 $2.0^\circ/100\text{ kg}$,并随着空速的减小愈加敏感,且大质量加剧了大迎角着陆的难度;

c) 空速限制在 24 m/s 能满足不同载荷下的触地俯仰角安全要求。

2.2 首飞控制方案分析

浅下滑段首飞控制方案设计的目标是保证着陆的安全性,因此纵向采用两种控制律:1) 升降舵-俯仰角闭环控制;2) 油门-速度闭环控制。整个浅下滑段断开了高度控制,并固定为怠速油门,直至空速 V_i 小于 28 m/s 时接通速度控制。首飞控制律的操作流程如表4所示。

表4 浅下滑段首飞控制方案流程

浅下滑阶段	操作内容
过渡段	怠速油门 $\delta_p = 5\%$
	接俯仰角闭环控制律,等待 2 s 时间
相对平衡段	俯仰角指令 ϑ_c 按高度 h 拉起
	接油门-空速闭环控制律
近地段	空速指令 V_c 由 28 m/s 变化至 24 m/s
	俯仰角指令 ϑ_c 稳定至 5°
	空速指令 V_c 稳定至 24 m/s

浅下滑纵向控制律如式(1)所示,指令表达式如式(2)所示。

$$\begin{cases} \delta_e = K_e^\vartheta(\vartheta - \vartheta_c) + K_e^{I\vartheta} \int (\vartheta - \vartheta_c) dt + K_e^{\omega_z} \omega_z \\ \delta_p = K_p^V(V - V_c) + K_p^{IV} \int (V - V_c) dt \quad 24 \leq V_i \leq 28 \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \vartheta_c = \begin{cases} \vartheta_{\text{land}} + K_\theta^H \times h + b & 5 < h \leq H_A \\ 5 & h \leq 5 \end{cases} \\ \delta_p = 5\% & V_i > 28 \\ V_c = 28 K_V^T \times t & 24 \leq V_c \leq 28 \end{cases} \quad (2)$$

式中: δ_e 为升降舵偏转角; ϑ 为俯仰角; V 为空速; K_e^ϑ 、 $K_e^{I\vartheta}$ 分别为俯仰角控制回路的PI控制参数; $K_e^{\omega_z}$ 为角速率阻尼参数; K_p^V 、 K_p^{IV} 分别为速度控制回路的PI控制参数; ϑ_{land} 为进入浅下滑的俯仰角; K_θ^H 为俯仰角指令随高度变化的系数; K_V^T 为空速指令随时间变化的系数。

该方案为了确保飞行的安全,只将空速和俯仰角作为被控量,没有进行任何位置的制导控制,这是导致着陆精度低的直接原因。由于俯仰角指令和速度指令都是固定的,所以在应对不同载荷时下沉速率变化范围大,很容易超出安全范围。

因此,本文研究的首要目标是接入位置控制,设计合理的轨迹线和轨迹制导控制律,同时,接入下沉速率控制,务必保证全质量构型下的着陆安全性。

3 浅下滑段轨迹设计

3.1 轨迹线选取

浅下滑段的轨迹跟踪对精确着陆的实现尤为重要,设计合理的轨迹线可以在一定程度上降低对控制能力的要求。常用的有直线轨迹和指数轨迹。直线轨迹的设计和软件实现都相对比较容易,但对于控制能力要求较高,同时过渡也不够平滑,不利于精确着陆。若仿照有人机的拉起方式设计为指数轨迹,其轨迹设计和软件实现相对复杂,但由于其平滑的过渡特性,对于控制能力的要求相对较低,有利于低速着陆的无人机实现轨迹跟踪。

对象无人机由于升阻比较大、停机角较大的特性,要求轨迹的减速能力越高越好,但相同高度下指数轨迹的减速能力低于直线轨迹。因此为了能够实现平滑过渡,又具备较高的减速能力,提出了指数过渡+直线式的组合轨迹方法^[17]。3种轨迹优缺点对比如表5所示。

表5 不同着陆轨迹优缺点对比

轨迹	设计过程	过渡过程	控制要求	减速效果	跟踪精度
直线	简单	不平滑	高	高	低
指数	中等	平滑	低	低	高
指数+直线	复杂	平滑	低	中等	高

由表 5 可知,指数+直线轨迹的方法虽然设计过程相对繁琐,但保留了直线轨迹和指数轨迹各自的优点。因此最终确定选取其组合轨迹作为浅下滑的轨迹线,轨迹形状和轨迹参数如图 1 和表 1 所示。

3.2 轨迹线数学描述

下面对浅下滑段轨迹进行数学推导,用以生成制导指令。其原理为:指数轨迹的首端 A 和尾端 B 导数连续。因此轨迹的数学推导过程如下。

1) 浅下滑指数段

由于直线段的存在,指数过渡轨迹的设计相比常规全段指数轨迹的设计方法简单,不用担心指数轨迹无限接近跑道平面的问题,因此可以选择指数轨迹函数原型如式(3)所示。

$$H(x) = k \cdot \exp\left(-\frac{x-X_A}{\tau}\right) \quad X_A < x \leq X_B \quad (3)$$

式中: k 为比例系数; x 为实时待飞距; τ 为指数衰减率。

对式(3)进行求导,则线上任意一点的轨迹角 γ 满足式(4)。

$$\tan\gamma = \frac{dH}{dx} = -\frac{k}{\tau} \cdot \exp\left(-\frac{x-X_A}{\tau}\right) \quad (4)$$

根据 A 点的坐标以及待飞距 $x=X_A$, 可选取 $k=H_A$, 则 k 为浅下滑高度, 如此, 既满足轨迹平滑过渡条件又满足轨迹连续条件, 所以可得式(5)。

$$\tan\gamma_1 = -\frac{H_A}{\tau} \quad (5)$$

式中: 左边为 A 点的陡下滑轨迹导数; 右边为 A 点的指数轨迹导数; 即可得到 τ 满足式(6)。

$$\tau = -\frac{H_A}{\tan\gamma_1} \quad (6)$$

代入式(3)可得式(7)。

$$H(x) = H_A \cdot \exp\left(\frac{(x-X_A) \cdot \tan\gamma_1}{H_A}\right) \quad (7)$$

综上, 指数轨迹函数即可确定, 但还缺乏 B 点的坐标, 无法实现直线段轨迹的切换, 下面继续进行直线段的推导。

2) 浅下滑直线段

直线轨迹函数原型如式(8)所示。

$$H(x) = x \cdot \tan\gamma_2 \quad X_B < x \leq X_{\text{AIM}} \quad (8)$$

图 1 中, B 点满足平滑过渡条件, 所以可根据 B 点的高度相等以及导数相等得到 B 点和 A 点的待飞距满足式(9)。

$$\begin{cases} X_B = \frac{H_A}{\tan\gamma_1} \\ X_A = \frac{H_A}{\tan\gamma_1} \left(1 - \ln\left(\frac{\tan\gamma_2}{\tan\gamma_1}\right)\right) \end{cases} \quad (9)$$

综上所述, 即可确定整条浅下滑轨迹线数学描述如式(10)所示。

$$\begin{cases} H(x) = H_A \cdot \exp\left(\frac{(x-X_A) \cdot \tan\gamma_1}{H_A}\right) & X_A < x \leq X_B \\ H(x) = x \cdot \tan\gamma_2 & X_B < x \leq X_{\text{AIM}} \end{cases} \quad (10)$$

式中轨迹角 γ_1 等于陡下滑轨迹角 -3.0° 。因此浅下滑高度 H_A 和轨迹角 γ_2 需要根据对象无人机的着陆特性进行参数设计。

3.3 轨迹参数设计

本节将给出剩余两个参数的设计过程。首先是对触地轨迹角 γ_2 的选取, 根据三角函数关系可得轨迹角与地速 V_d 以及下沉速率 $\dot{H}$ 有关, 数学表达式如式(11)所示。

$$\gamma = \text{atan}\left(\frac{\dot{H}}{V_d}\right) \quad (11)$$

空载下的触地空速基本固定在 23 m/s, 再此基础上考虑顺逆风 5 m/s 的影响, 则无人机的触地地速范围在 18~28 m/s 之间, 根据触地下沉速率指标要求 ($-1.5 \sim -0.5$ m/s), 则可以选取触地轨迹角为 -2.0° 。

固定怠速油门 5%, 在空载 500 kg 下进行不同高度下的浅下滑非线性轨迹仿真, 可得仿真结果, 如表 6 所示。由此可知选取高度为 25 m。

表 6 浅下滑触地点轨迹仿真结果

浅下滑高度/m	俯仰角/°	迎角/°	下沉速率/(m/s)	触地空速/(m/s)
20	2.7	4.7	-0.9	25.5
25	5.3	7.3	-0.8	22.7
30	11.1	13.1	-0.7	19.3

4 基于下沉速率制导的控制方案设计

4.1 方案设计

根据对象无人机着陆三要素的优先级要求, 首先需要设计一种能够优先解决着陆安全性的控制方案, 然后再考虑对轨迹进行跟踪^[18]。考虑到俯仰角可以采用闭环控制, 因此只需对俯仰角指

令进行合理限幅即可保证安全性。影响下沉速率 $\dot{H}$ 变化的因素颇多,根据式(12)可知,迎角(升力系数 C_L)、俯仰角 ϑ 、速度 V 、推力 T 的变化都可以影响下沉速率,因此可以采用俯仰角对下沉速率进行控制,不仅可以保证触地下沉速率的安全性,而且还能解决俯仰角对质量的敏感性问题的。

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \\ \dot{H} = V \sin \gamma \approx V \left(\vartheta + \frac{L-G}{T} \right) \end{cases} \quad (12)$$

式中: L 为升力; G 为重力; ρ 为大气密度; S 为机翼面积。

根据飞行动力学可知,高度和下沉速率之间存在密切的关系,下沉速率是高度的变化率,所以高度控制的偏差可以生成下沉速率指令进行消除。因此设计思路总结如图3所示。

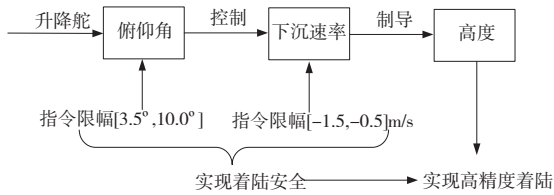


图3 高精度着陆设计思路图

为了应对大迎角着陆下失去自稳定性的问题,采用油门-速度控制对末端触地空速进行限制,根据表3所示的配平状态,触地速度应选择24 m/s,考虑到载荷下速度控制误差的增加,速度指令选择25 m/s。同时为了兼容200 kg的载荷能力,基态质量选取600 kg。

综上,基于下沉速率控制的制导方案控制流程如表7所示。

表7 浅下滑制导控制流程

浅下滑阶段	操作内容
指数+直线段	接入下沉速率控制回路、限幅指令保护 接入下沉速率制导回路
近地段	油门速度闭环控制, $V_c = 25$ m/s

4.2 俯仰角-下沉速率控制结构设计

为了方便进行指令限幅保护,其控制律结构采用串联形式^[19],控制结构如图4所示。

为了减小下沉速率指令 $\dot{H}_c$ 和俯仰角指令 ϑ_c 的跟踪误差,两个控制回路都采用积分控制,如式(13)所示。

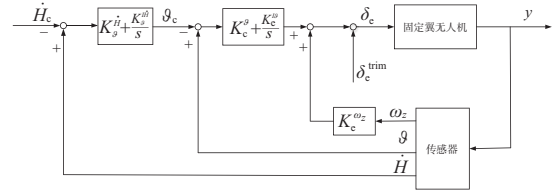


图4 俯仰角-下沉速率控制结构图

$$\begin{cases} \vartheta_c = K_{\vartheta}^{\dot{H}}(\dot{H} - \dot{H}_c) + K_{\vartheta}^{\dot{H}} \int (\dot{H} - \dot{H}_c) dt & \vartheta_c^{\min} \leq \vartheta_c \leq \vartheta_c^{\max} \\ \delta_c = K_{\delta}^{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_c) + K_{\delta}^{\vartheta} \int (\vartheta - \vartheta_c) dt + K_{\delta}^{\omega_z} \omega_z \end{cases} \quad (13)$$

式中 $K_{\vartheta}^{\dot{H}}$ 和 $K_{\delta}^{\dot{H}}$ 分别为下沉速率控制回路的PI参数,分别取-1.0、-0.8,俯仰角控制回路沿用首飞控制方案。

图5给出了俯仰角指令 ϑ_c 的“走廊式”限幅示意图,式(14)给出了其限幅表达式。

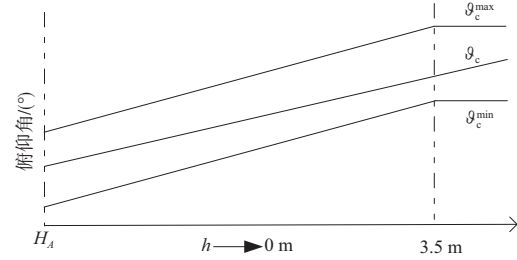


图5 俯仰角指令限幅示意图

$$\begin{cases} \vartheta_c^{\max} = \begin{cases} \frac{-(\vartheta^{\max} - (\vartheta_{\text{land}} + 3))}{H_A - 3.5} \cdot (h - 3.5) + \vartheta^{\max} & 3.5 < h \leq H_A \\ \vartheta^{\max} & h \leq 3.5 \end{cases} \\ \vartheta_c^{\min} = \begin{cases} \frac{-(\vartheta^{\min} - (\vartheta_{\text{land}} - 3))}{H_A - 3.5} \cdot (h - 3.5) + \vartheta^{\min} & 3.5 < h \leq H_A \\ \vartheta^{\min} & h \leq 3.5 \end{cases} \end{cases} \quad (14)$$

式中 ϑ_{land} 跟随载荷而变化,所以指令限幅走廊的起点也是跟随质量动态变化的。由于俯仰角响应的稳定时间大约为2 s,按照平均下沉速率-1.0 m/s,并考虑地效低头力矩的扰动,因此选择截止高度为3.5 m,这样能留足响应时间确保触地俯仰角在安全范围内。

$\vartheta_{\text{land}} \pm 3^\circ$ 为限幅走廊的两个起点, H_A 为浅下滑起始高度,前面已取25 m;对象无人机触地俯仰角安全裕度在 $3.5^\circ \sim 10^\circ$ 之间,因此 $\vartheta^{\max} = 10^\circ$, $\vartheta^{\min} = 3.5^\circ$ 。

4.3 下沉速率制导律设计

前文已经完成了着陆轨迹线的设计,但这一轨迹线是基于高度-待飞距剖面设计的,因此只包含高度指令信息,无法直接应用于下沉速率的控制,所以需要进一步设计下沉速率制导控制律,以便能够有效地跟踪预设轨迹线。

由式(11)可知,下沉速率与地速和轨迹角存在以下关系。

$$\dot{H} = V_d \cdot \tan\gamma \quad (15)$$

轨迹线上的地速可以根据传感器实时获得,所以还需获取轨迹线上实时轨迹角,即可得出轨迹线上的下沉速率制导指令。轨迹线上任意一点的轨迹角可根据基于该点的 ΔH 和 ΔX 获得,即轨迹线的偏导数。故结合轨迹表达式(13)可得指数段和直线段的下沉速率制导指令如式(16)所示。

$$\begin{cases} \dot{H}_c = V_d \cdot \tan\gamma_1 \cdot \exp\left(\frac{(x-X_A) \cdot \tan\gamma_1}{H_A}\right) & X_A < x \leq X_B \\ \dot{H}_c = V_d \cdot \tan\gamma_2 & X_B < x \leq X_{AIM} \end{cases} \quad (16)$$

若只进行上述的下沉速率指令跟踪,高度偏差会随着下沉速率跟踪误差持续积累,导致无法纠正,因此需要引入下沉速率指令对高度偏差的反馈量,才能实现轨迹闭环跟踪,下沉速率制导指令设计为如下形式,其中 $K_H^H = -0.4$ 。

$$\dot{H}_c = K_H^H (H - H_c) + \dot{H}_c^{\text{trim}} \quad (17)$$

式中 $\dot{H}_c^{\text{trim}}$ 为下沉速率指令的前馈量,由式(16)给定。

$$\dot{H}_c \in [-1.5, -0.5] \quad h \leq 5 \quad (18)$$

下沉速率指令限幅如式(18),由于着陆优先级的限制(俯仰角高于下沉速率),所以为了尽可能保证着陆下沉速率的安全性,下沉速率限幅要早于俯仰角,根据俯仰角-下沉速率响应的峰值时间约为1.5 s,按照平均下沉速率-1.0 m/s,所以限幅高度 h 选择5 m。

5 鲁棒性仿真验证

为突出基于下沉速率控制的制导方案对大载荷触地精度的提升,选取对象无人机大载荷下对精度影响最大的4类不确定性汇总如表8所示。

下面给出表8中各不确定性科目中的浅下滑段仿真曲线,如图6—图11所示。

表8 不确定性测试科目表

干扰名称	扰动量
质量不确定性/kg	± 100
触地速度不确定性/(m/s)	± 2
怠速油门不确定性/%	± 3
风场不确定性(顺/逆风)/(m/s)	5

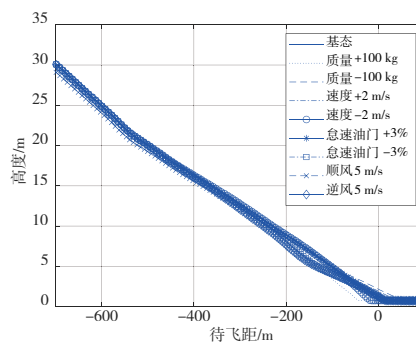


图6 待飞距-高度曲线

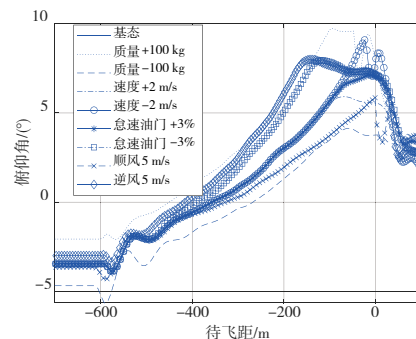


图7 待飞距-俯仰角曲线

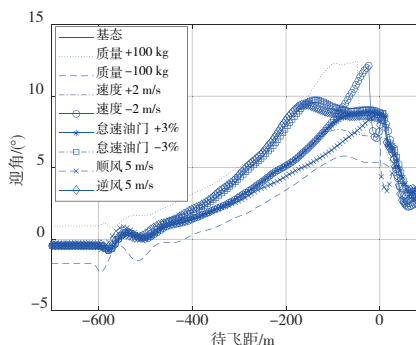


图8 待飞距-迎角曲线

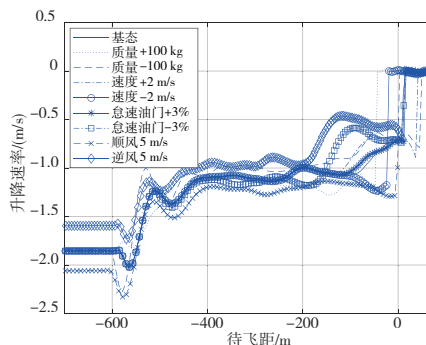


图9 待飞距-下沉速率曲线

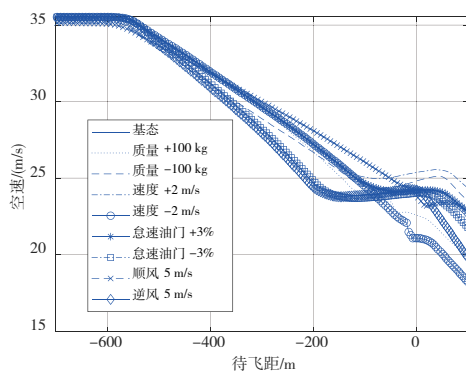


图 10 待飞距-空速曲线

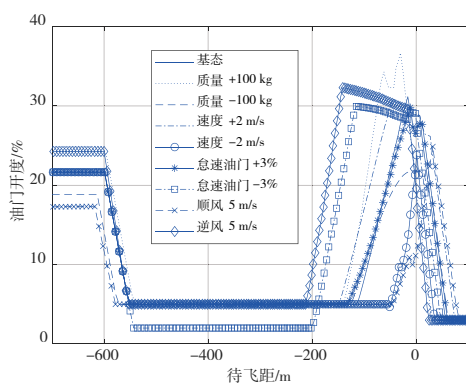


图 11 待飞距-油门曲线

通过图 6—图 11 中的仿真数据可知,该控制方案下的飞行轨迹较为集中,各项着陆指标均在安全范围内,鲁棒性测试仿真结果统计如表 9 所示,基态下的触地偏差为 0 m。

表 9 着陆鲁棒性对比表

着陆性能参数	首飞控制方案	基于下沉速率控制的制导方案
俯仰角/(°)	[4.0,5.3]	[3.8,9.6]
下沉速率/(m/s)	[-2.0,-0.2]	[-1.2,-0.7]
触地空速/(m/s)	[22.0,25.0]	[22.0,26.0]
触地偏差/m	[-150,+∞]	[-45,+39]

表 9 中,首飞控制方案下进行触地速度+2 m/s 的不确定验证后直接拉飘,无人机无法着陆,但基于下沉速率控制的制导方案可通过调节俯仰角来应对,且全质量构型下的触地精度可达到±50 m 以内,鲁棒性效果良好。

6 结语

本文从对象无人机实际工程应用角度出发,为实现全质量构型下的高精度着陆,分别从轨迹和控制两个方面进行设计,给出了一套完整的浅下滑段精确着陆方案。以下沉速率作为被控对象,设计了串联结构下的俯仰角-下沉速率控制结构,保证了不同载荷着陆的安全性;并结合指数+直线式的组合轨迹线提出了下沉速率制导的控制方案,对轨迹进行了精确追踪,保证了一定的精确着陆能力。

仿真验证结果表明,该方案符合着陆三要素的优先级,不仅解决了大载荷下的着陆安全问题,而且满足触地误差±50 m 的高精度要求。

参考文献:

- [1] 张月,刘睿. 军用大型无人机的发展现状及趋势[J]. 电子世界,2016(11):11-12.
- [2] 金伟. 小型双发固定翼无人机飞行控制系统设计[D]. 上海:上海交通大学,2019.
- [3] 宋辉. 复杂条件下无人机自动着陆控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
- [4] 张蒙. 大展弦比无人机安全着陆纵向控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.
- [5] 贾家宁. 大载荷无人机自主着陆纵向控制策略研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
- [6] YU Y, WANG H L, LI N, et al. Automatic carrier landing system based on active disturbance rejection control with a novel parameters optimizer[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 69: 149-160.
- [7] 郭艳艳,陈澜,杨常伟. 无人机着陆抗风鲁棒 H_∞ 控制器设计研究[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(2): 348-350.
- [8] 杨柳青,甄子洋,邢冬静,等. 舰载无人机自动着舰自适应控制系统设计[J]. 飞行力学, 2018, 36(6): 36-39.
- [9] 张杨,吴文海,胡云安,等. 舰载无人机着舰轨迹跟踪鲁棒控制器设计[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(4): 557-565.
- [10] 张超凡,董琦. 考虑输入饱和的固定翼无人机自适应增益滑模控制[J]. 航空学报, 2020, 41(增刊1): 723755.
- [11] 宓俊丞. 基于自抗扰的机载光电平台扰动抑制技术与实验研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2021.

(下转第 278 页)

- [4] 朱赫. 面向空间光学载荷的微振动模拟技术及应用研究[D]. 长春:中国科学院大学(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所),2024.
- [5] 李凌. 微振动对离轴三反空间相机成像质量影响研究[D]. 长春:中国科学院大学(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所),2023.
- [6] 吴家驹,荣克林. 多维振动环境试验方法[J]. 导弹与航天运载技术,2003(4):27-32.
- [7] 荣克林,洪洁. 高性能系统-航天飞行器的力学环境试验与评估[J]. 强度与环境,2017,44(6):1-7.
- [8] 吴家驹,张鹏飞,胡亚冰. 多维振动环境试验中的结构模态分析[J]. 导弹与航天运载技术,2015(4):84-89.
- [9] CUI X L, CHEN H H, HE X D, et al. Matrix power control algorithm for multi-input multi-output random vibration test[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(6):741-748.
- [10] CUI S, CHEN H H, HE X D. Time-domain approach for multi-exciter random environment test[J]. Journal of Sound and Vibration, 2017, 398:52-69.
- [11] ZHENG R H, CHEN H H, HE X D. Control method for multi-input multi-output non-Gaussian random vibration test with cross spectra consideration[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(6):1895-1906.
- [12] 郑荣慧,徐俊,陈国平,等. 三轴六自由度随机振动试验转换矩阵原理及控制方法[J]. 振动工程学报, 2022, 35(3):544-549.
- [13] 邹学利,李宏民,王海燕. 多轴振动与冲击复合环境试验技术研究[J]. 振动与冲击, 2019, 38(3):237-243, 278.
- [14] ENGELHARDT C, BAKER M, MOURON A, et al. Separation of sine and random components from vibration measurements[C]// Topics in Modal Analysis II, Volume 6. New York, NY: Springer New York, 2012:339-350.
- [15] 张毅. 混合振动环境试验控制方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
- [16] MA Y, CHEN H H, ZHENG R H. Control strategy for multi-axial swept sine on random mixed vibration testing[J]. Journal of Sound and Vibration, 2022, 527:116846.
- [17] ZHANG B Y, WANG R C, ZENG F L. A new compound control method for sine-on-random mixed vibration test[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2017, 231:012184.
- [18] 马益. MIMO 混合振动试验控制方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2023.
- [19] 邓彬. 多输入多输出混合振动试验控制技术研究[D]. 杭州:浙江大学,2021.
- [20] 张步云,汪若尘,曾发林. MIMO 随机加正弦振动试验 J-阻抗复合控制算法[J]. 振动·测试与诊断, 2017, 37(6):1089-1093, 1274.

收稿日期:2023-11-20

(上接第 251 页)

- [12] 黄赞,何真,仇靖雯. 基于深度强化学习的无人机栖落机动控制策略设计[J]. 导航定位与授时, 2022, 9(6):25-32.
- [13] 饶颖露,邢金昊,张恒,等. 基于视觉的无人机板载自主实时精确着陆系统[J]. 计算机工程, 2021, 47(10):290-297.
- [14] KUMAR K S, VENKATESAN M, KARUPPASWAMY S. Lidar-aided autonomous landing and vision-based taxiing for fixed-wing UAV[J]. Journal of the Indian Society of Remote Sensing, 2021, 49(3):629-640.
- [15] 赵远. 无人机航迹布署及精确着陆关键技术的研究[D]. 广汉:中国民用航空飞行学院,2021.
- [16] 袁铭辉,贾家宁,左卓. 某小型高速无人机纵向控制律[J]. 兵工自动化, 2020, 39(1):11-15.
- [17] 丁灵敏. RLV 多种构型下无动力着陆纵向控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
- [18] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [19] 陈桃. 大展弦比无人机定点着陆控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.

收稿日期:2023-10-13