

doi: 10.7690/bgzdh.2024.10.015

无人机精确着陆控制技术

吕健玮, 黄一敏, 魏 硕

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106)

摘要: 针对对象无人机着陆襟翼构型问题, 对无人机精确着陆控制技术进行分析。分析浅下滑传统段油门速度控制在精确着陆性能上存在的不足; 设计着陆浅下滑段的非线性仿真试验, 建立不同载荷下空速与下沉率之间的动力学函数关系; 在速度控制基础上, 提出近地段末端制导控制算法; 通过高置信度的半物理平台, 进行典型的鲁棒性仿真测试。结果表明: 该技术可将触地精度由原来的 100 m 提高至 50 m 以内, 同时也提高了着陆周边性能。

关键词: 固定翼无人机; 短距着陆; 精确着陆; 速度控制

中图分类号: V249 **文献标志码:** A

Precise Landing Control Technology for UAV

LYU Jianwei, Huang Yimin, Wei Shuo

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

Abstract: Aiming at the problem of UAV landing flap configuration, the precise landing control technology of UAV is analyzed. The shortcomings of the traditional throttle speed control in the shallow glide phase on the precision landing performance were analyzed. Nonlinear simulation test of the shallow glide phase was designed, and the dynamic function relationship between the airspeed and the sink rate under different loads was established. Based on the speed control, the terminal guidance control algorithm in the near section was proposed. The typical robustness simulation test was carried out by the semi-physical platform with high confidence. The results show that this technology can improve the touchdown accuracy from 100 m to less than 50 m, and also improve the performance of the landing perimeter.

Keywords: fixed wing UAV; shorting landing; precision landing; speed control

0 引言

对象无人机以阿若拉有人机为原型, 是一款具备常规气动构型的有人机改无人机。由于其属性为轻型运动类固定翼飞机, 具有高升阻性和高气动敏感性等特点, 给着陆飞行控制律的设计带来了诸多挑战^[1]。

笔者在保证对象无人机着陆姿态和下沉率基础安全的前提下, 力求提高着陆的触地精度。着陆的精确性不仅对跑道条件和应用环境具有极强的适应性, 而且能极大提高无人机在未来战场的生存能力, 具有十分重要的研究应用价值^[2-5]。

对象无人机在着陆浅下滑段的传统控制技术中, 采用油门到空速的闭环控制方案, 已成功完成了数次试飞任务。速度控制设计初衷是受对象无人机在低速段空速对着陆指标灵敏度高的影响, 始终抓住空速这一主要矛盾的控制权沿用至今。原方案虽然使着陆性能拥有较强的一致性, 但实际触地位置与预设着陆点的偏差依然较大。据实飞数据显示, 触地位置偏差普遍在预设着陆点 ± 100 m 附近。

笔者在原速度控制基础上深入分析, 设计非线

性仿真试验, 充分模拟浅下滑阶段的飞行状态, 找出并建立起不同载荷下空速与下沉率间的制约关系, 在速度控制基础上引入位置闭环的制导控制律, 成功将着陆的精确性提升 50%。

1 着陆动态过程描述

1.1 着陆阶段划分

根据实验室历年的项目研究, 已经形成了一套成熟的固定翼无人机进场着陆流程。一般将无人机着陆过程分为进场平飞段、轨迹捕获段、陡下滑段、浅下滑段和地面滑跑段^[6-7]。着陆各阶段的纵向轨迹剖面如图 1 所示, 其中各参量见表 1 所示。

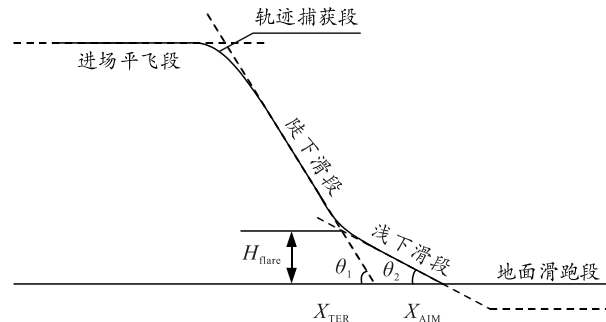


图 1 无人机着陆过程

收稿日期: 2024-06-27; 修回日期: 2024-07-28

第一作者: 吕健玮(1998—), 男, 湖北人, 硕士。

表 1 着陆轨迹线参数

序号	符号	含义
1	θ_1	陡下滑段的轨迹倾角
2	θ_2	浅下滑段的轨迹倾角
3	X_{flare}	浅下滑段到预设着陆点的待飞距
4	H_{flare}	浅下滑的高度
5	X_{AIM}	预设着陆点坐标
6	X_{TER}	浅下滑段开始坐标

无人机着陆阶段复杂，每个阶段的任务各不相同。无人机着陆重点关注的是陡下滑段和浅下滑段，其中以浅下滑段的控制尤为重要，将直接影响触地指标，也是控制律不断改进的重点阶段^[8]。

1.2 浅下滑段动态过程描述

当无人机陡下滑高度降低至预设浅下滑高度后，即标志着进入浅下滑阶段。

浅下滑阶段是一个姿态不断拉起、速度不断减小、高度匀速降低的动态控制过程。浅下滑预设下沉率应尽量稳定在-1 m/s 附近^[9]。通过大量非线性仿真试验得到该无人机在浅下滑段的特性具有如图 2 所示的规律。

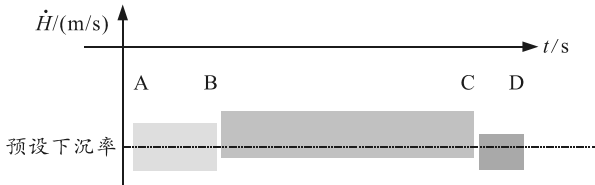


图 2 下沉率三阶段

基于上图所示的下沉率动态特性规律，可将浅下滑段细分为“过渡段”(A-B)、“相对平衡段”(B-C)和“近地段”(C-D)，如图 3 所示。

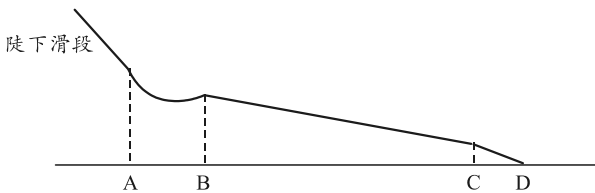


图 3 浅下滑三阶段

相对平衡段(B-C)是指纵向受力分量最为平衡的“准稳态”阶段，该阶段下沉率最为稳定(-1 m/s)，占据浅下滑总时间的 80%，对着陆品质影响极大，也是着陆控制律重点作用阶段^[10]。

鉴于对象无人机无载荷下的停机角为 1.8°，故触地俯仰角尽量应在 4.5°以上；起落架结构可承受的最大瞬时垂向速度为-2.0 m/s，控制律设计下沉率最大不应大于-2.0 m/s。

1.3 浅下滑段传统控制策略

传统浅下滑段控制流程为：俯仰角指令按照高

度进行给定，逐渐拉起；当空速到达 26 m/s、俯仰角达到 5°附近后，介入油门空速闭环控制律；在近地 7 m 高度处俯仰角和空速均达到稳态并保持，直至触地。传统控制律的操作流程如表 2 所示。

表 2 传统控制流程方案

浅下滑阶段	操作内容
过渡段	油门前馈 3% 建立俯仰角积分控制律切换，等待 2 s
相对平衡段	俯仰角按高度拉起 介入油门空速闭环控制律 空速指令由 26 m/s 软化至 22.5 m/s
近地段	俯仰角指令稳定至 5° 空速指令稳定至 22.5 m/s

其具体控制律表达为：

$$\left. \begin{aligned} \delta_e &= \delta_z^{trim} + K_z^g (\vartheta - \vartheta_c) + K_z^{I\vartheta} \int (\vartheta - \vartheta_c) dt + K_z^{\omega_z} \omega_z + \delta_e^{IH} \\ \delta_p &= 3\% \quad V_i \geq 26 \\ \delta_p &= \delta_p^{trim} + K_p^V (V - V_c) + K_p^{IV} \int (V - V_c) dt \quad 22.5 < V_i \leq 26 \\ \vartheta_c &= I\vartheta_c = \vartheta_{land} + K * (H_{flare} - H) / H_{flare} \\ \vartheta_c &\leq 5 \quad 5 < H \leq H_{flare} \\ \vartheta_c &= I\vartheta_c = 5 \quad H \leq 5 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

2 油门速度闭环控制分析

2.1 着陆精确性问题

当前浅下滑段属于没有轨迹制导的动态控制过程，不同于陡下滑段，既属于飞行稳态又有制导轨迹控制，无人机在位置空间上的运动能够非常准确。虽然浅下滑段也有预设轨迹线，但仅仅是作为“标尺”的参照作用^[11]。浅下滑段运动轨迹越接近预设轨迹，着陆精度也越高，如图 4 所示。其中 \dot{H} 为下沉率， V_d 为地速， V_i 为空速。

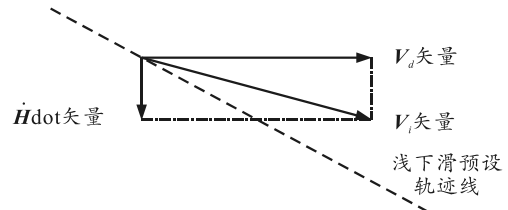


图 4 速度矢量分解

由于浅下滑段预设轨迹线靠固定下沉率为 -1 m/s 设计得来，其本质上具有速度矢量的合成属性，故“轨迹的近似性”主要是依靠前向和纵向速度矢量合成而来。

传统油门速度控制中，空速作为被控量，下沉率作为因变量，下沉率会因载荷变化和风场不确定

性带来较大波动，从而大大影响触地精度。

在原速度控制方案下的典型鲁棒性仿真试验结果如表 3 所示。

表 3 速度控制典型鲁棒性测试结果

鲁棒性科目	不确定性大小	触地精度/m
基态	—	基态 0
风场不确定性/(m/s)	常值风(3~5) 阵风(2~6)	前后 90 前后 80
载荷不确定性/kg	550 590	超前 60 落后 80

下沉率“失控”是传统控制方案中影响着陆精度的主要因素。

图 5 为原速度控制下的典型鲁棒性测试触地位置结果，与数次实飞触地结果一致，均在 ±100 m 附近。

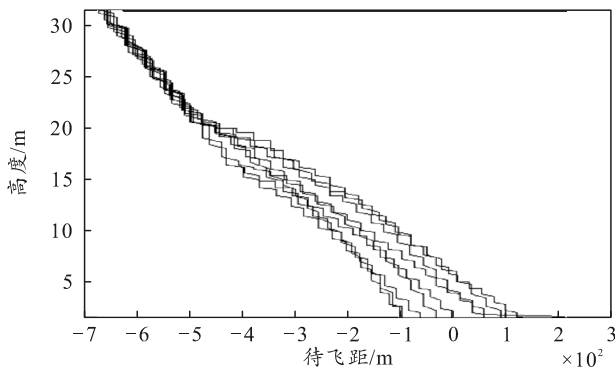


图 5 原速度控制触地精度鲁棒性测试

2.2 载荷适应性问题

由 2.1 节分析可知，当载荷变化时，速度控制保证了着陆速度的一致性，但下沉率分别以不同大小触地，近地段下沉率随载荷的增大而增大。故寻找速度控制方案的载荷区间边界，也是不可忽视的问题。

从动力学层面分析，由于近地段俯仰角(迎角)已基本固定，在速度相同的前提下，翼面所提供的动压也基本相同，从而触地下沉率会随载荷的增大而增大，纵向受力不再平衡，故在现象上体现出典型的单变量控制效果。

通过设计非线性仿真试验，寻找原控制方案在不同载荷下(510、530、540、550 kg，分别用/隔开)，空速与下沉率的关系如表 4 所示。

表 4 不同载荷下稳态响应

空速/(m/s)	下沉率/(m/s)	迎角/(°)	油门/(%)
25	0/-0.3/-0.4/-0.5	4.9/5.4/5.6/5.8	24.7/24.2/23.7/23.4
24	-0.4/-0.7/-0.8/-0.9	5.9/6.4/6.7/6.9	20.8/18.8/18.3/17.9
23	-1.0/-1.2/-1.3/-1.4	7.1/7.6/7.9/8.2	14.3/13.6/13.2/12.9
22	-1.4/-1.6/-1.7/-1.8	8.4/9.0/9.3/9.6	11.4/10.3/10.1/9.7

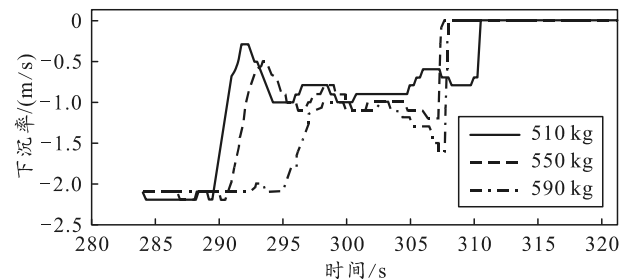
由于对象无人机起落架结构强度限制，触地下沉率设计最大值不应超过 -2.0 m/s，故速度控制设计的局限性体现在下沉率的最大容忍值上，工程应用的局限性体现在对最大载荷(600 kg)的容忍值上。

分别取 510(基态)、550 和 590 kg 载荷，在传统速度控制律下的着陆试验结果如表 5 所示。

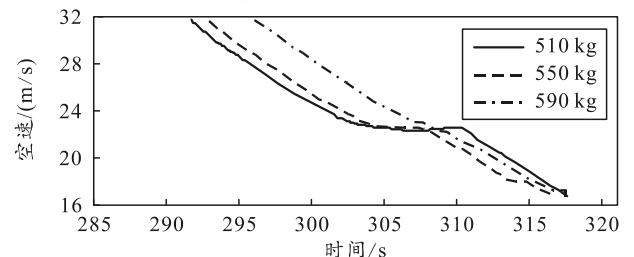
表 5 载荷不确定性着陆性能

载荷/kg	触地姿态角/(°)	触地下沉率/(m/s)	触地速度/(m/s)	触地迎角/(°)
510	4.8	-1.2	22.5	7.8
550	5.0	-0.8	22.5	6.7
590	5.3	-1.6	22.9	9.0

由图 6 可知，触地下沉率随载荷的增大而增大，说明在该方案下应当注意载荷变化对纵向安全问题的影响。



(a) 时间-下沉率



(b) 时间-速度

图 6 不同载荷的下沉率-空速关系曲线

3 速度末端制导控制律设计

原速度控制的触地精度已达到“百米级”附近，且着陆状态一致性很强。一般认为触地下沉率在 [-2.0 m/s, -0.5 m/s] 均符合工程实际要求，故设法在速度控制基础上牺牲一定的下沉率，在精确性上做出进一步努力，深度挖掘油门速度控制潜能。

3.1 控制方案设计

通过分析油门速度控制的鲁棒性发现，在近地段 C-D 前(油门速度控制介入之前)轨迹的一致性较高，只是在油门介入后下沉率和触地位置开始出现显著偏差，轨迹线也出现了明显的分离情况(图 7)。考虑到浅下滑变量繁多，为尽可能地控制变量，排除其他变量带来的控制干扰，应当使俯仰角

和空速都达到稳态后(剩余高度 6~7 m),采用待飞距的制导算法,将控制问题转化为制导问题,在此末端近地 C-D 段进行触地位置的微调,又名“末端制导法”。该思想拟在末端牺牲小幅下沉率(-1±0.5) m/s,以此换来位置的控制精度。

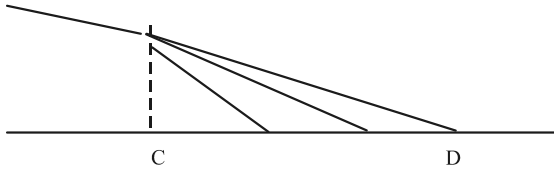


图 7 末端制导方案的纵向轨迹剖面

末端制导控制在 C-D 段开始作用,轨迹呈分散状,这也和油门速度控制鲁棒性中的轨迹相似—近地前轨迹一致性,近地一致性减弱—末端微调法使得控制上更加聚焦。

3.2 末端制导控制律设计

在不改变原速度控制基础上,改变了空速给定形式,空速指令由原来按时间线性给定,转变为通过制导算法给定,即制导算法实时解算出空速作为空速指令。对近地 C-D 段放大如图 8 所示。

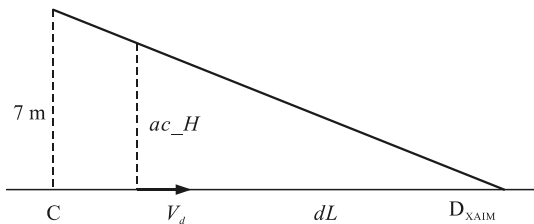


图 8 末端制导算法轨迹剖面

$$\frac{ac_dL}{ac_Vd} = \frac{ac_H}{\dot{H}_tmp} = T, \quad \dot{H}_tmp \in [-1.5, -0.5]. \quad (2)$$

根据表 4 中的非线性仿真试验关系可知,在俯仰角达到 5°稳态后,在 510 kg 基础载荷下,空速和下沉率的关系是唯一确定的,该函数关系如图 9 所示。

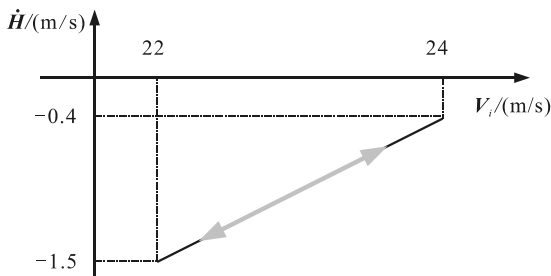


图 9 空速/下沉率函数关系曲线

$$\dot{H}_tmp = 0.5 * V_i - 12.4, \quad V_i \in [22, 24]. \quad (3)$$

根据上式,建立起油门速度控制桥梁,通过空速指令限幅,限制下沉率的区间,与待飞距建立起

有效联系,形成位置闭环;但应注意的是,该函数关系还与载荷相关,在应对全载荷过程中,每种载荷区间对应一条函数曲线,从而形成一组曲线族。

由式(2)和(3)联合可推出 V_{cmd} 的给定制导算法:

$$V_i = V_{cmd} = \frac{2 * ac_H * ac_Vd}{ac_dL} + 24.8, \quad V_i \in [22, 24]. \quad (4)$$

根据上述设计过程,在油门速度控制基础上确定了浅下滑控制方案如表 6 所示。

表 6 速度末端制导控制流程

浅下滑阶段	操作内容
过渡段	油门前馈 3% 建立俯仰角积分控制律切换,等待 2 s
相对平衡段	俯仰角按高度拉起 介入油门空速闭环控制律 空速指令由 26 m/s 开始软化
近地段	俯仰角指令达到 5°并保持 空速指令切换至制导算法给定 $V_{cmd}=f(dL)$

其中,得到具体的控制律表达为:

$$\left. \begin{aligned} \delta_e &= \delta_e^{trim} + K_z^g (\theta - \theta_c) + K_z^{I\theta} \int (\theta - \theta_c) dt + K_z^{\omega_z} \omega_z + \delta_e^{IH} \\ \delta_p &= 3\% \quad V_i \geq 26 \\ \delta_p &= \delta_p^{trim} + K_p^V (V - V_c) + K_p^{IV} \int (V - V_c) dt \\ V_c &= -0.6 * t + 26 \quad 24 < V_i \leq 26 \\ V_c &= 2 * ac_H * ac_Vd / ac_dL + 24.8 \quad 22 < V_i \leq 24 \\ V_c &= 22 \quad V_i \leq 22 \\ \theta_c &= I\theta_c = \theta_{land} + K * (H_{flare} - H) / H_{flare} \\ \theta_c &\leq 5 \quad 5 < H \leq H_{flare} \\ \theta_c &= I\theta_c = 5 \quad H \leq 5 \end{aligned} \right\}. \quad (5)$$

4 仿真对比与分析

为突出速度末端制导算法对触地精度性能的提升,选取与原速度控制对触地精度影响最大的相同鲁棒性科目如表 3 所示。

基于半物理平台做非线性鲁棒性测试结果如图 10—19 所示。

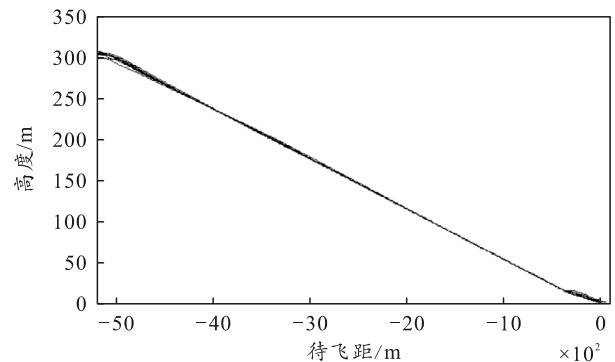


图 10 着陆段高度曲线

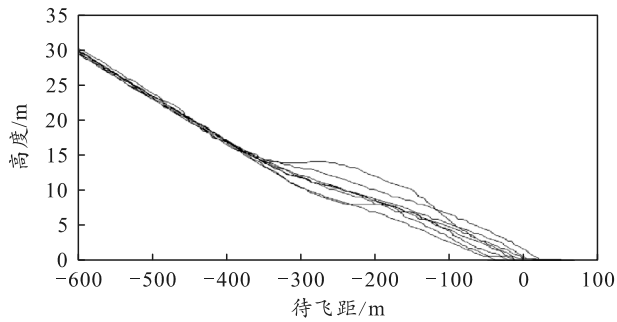


图 11 浅下滑段高度曲线

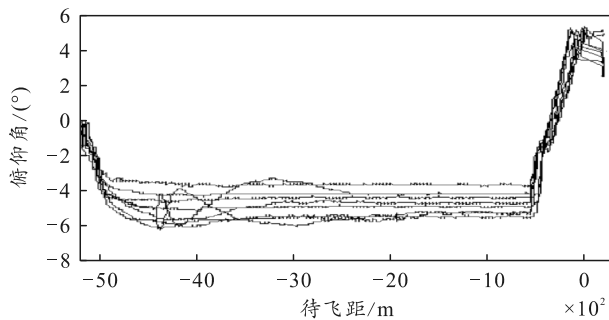


图 12 俯仰角曲线

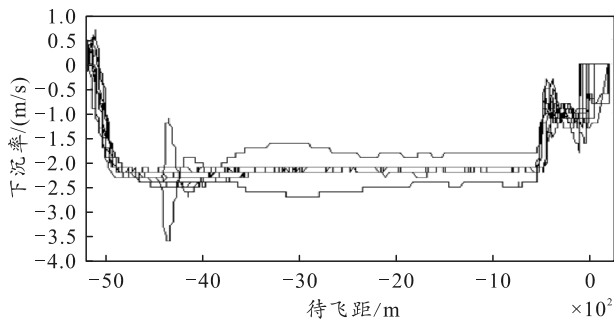


图 13 下沉率曲线

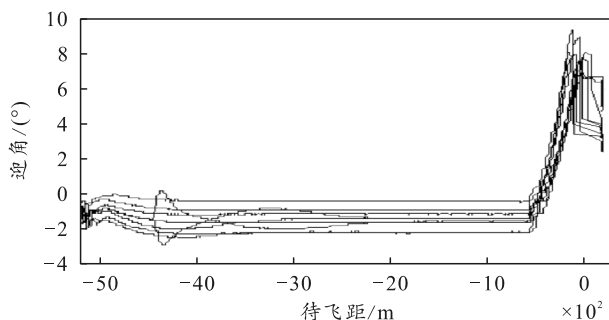


图 14 迎角曲线

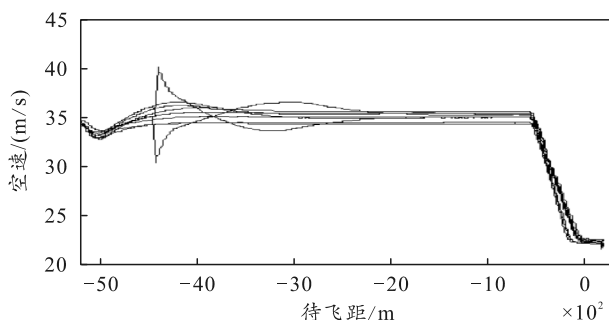


图 15 空速曲线

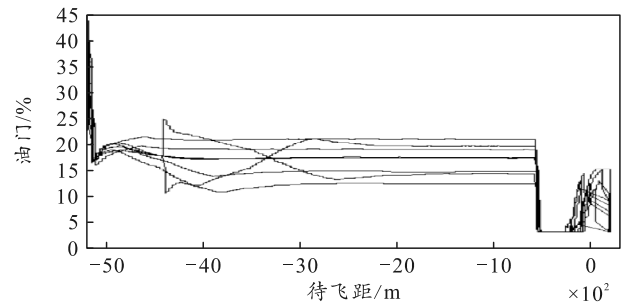


图 16 油门曲线

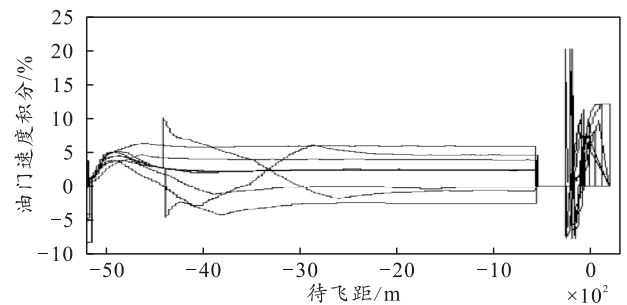


图 17 油门速度积分曲线

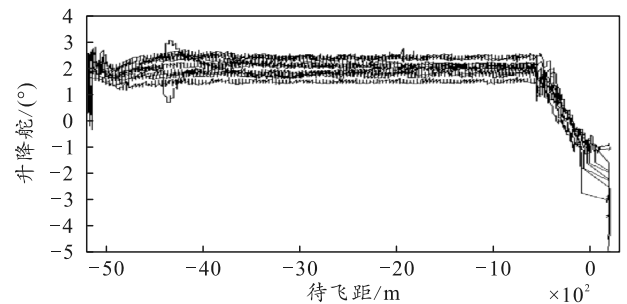


图 18 升降舵曲线

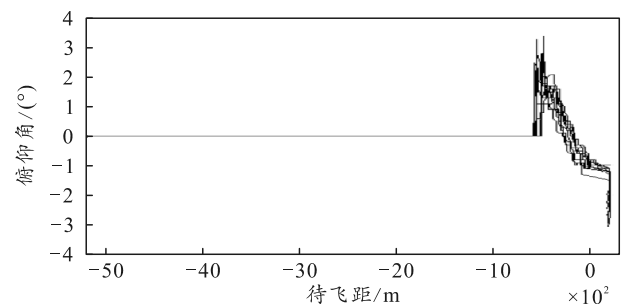


图 19 俯仰角积分曲线

与传统速度控制律相比，整个着陆过程在前期依然保持着速度控制应有的强一致性特点；在俯仰角到达 5° 的近地段，按照待飞距的位置制导算法不断给定空速指令，下沉率的波动明显活跃，达到了末端触地位置的调整作用。姿态均处于 4° 以上水平，对触地位置的精度有效提升 50% (图 5 与图 11)。

综合对比结果如表 7 所示，其中，“波动区间”的描述方式为：下沉率以 -1 m/s 为中心，空速以 23 m/s 为中心，触地位置以基态 0 为中心。