

推力矢量型 V/STOL 飞行器短距降落控制策略设计

龚 正¹, 李沛晋¹, 王子安¹, 周 涛¹, 陈永亮¹, 曲晓雷²

(1. 南京航空航天大学 航空学院

非定常空气动力学与流动控制工信部重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110000)

摘 要: 针对推力矢量型垂直/短距起降(V/STOL)飞行的短距降落(SRVL)过程,进行了纵向动力学建模。基于飞机的减速性能与轨迹、速度稳定性,采用可达平衡集方法,构建了策略参数的边界,制定了参数选取标准,设计一种制定短距降落策略的方法。根据降落策略,分段进行了相应的控制框架建立,内环采用动态逆控制律,并引用一种基于频域尺度的效能分配准则进行控制分配设计。基于蒙特卡洛仿真法,对降落策略的鲁棒性进行了仿真验证,结果表明:针对不同降落阶段的策略参数边界制定方法能够满足该阶段的任务需求,且这些参数边界对短距降落策略制定有着明确的参考意义。以 L1 自适应控制器作为内环增稳控制器,所设计的短距降落策略使得飞行器在着陆过程中有着良好的轨迹鲁棒性。

关 键 词: 推力矢量; 短距降落; 可达平衡集; 速度稳定性; 降落策略

中图分类号: V249.1

文献标志码: A

Design of short landing control strategy for thrust-vectorred V/STOL aircraft

GONG Zheng¹, LI Peijin¹, WANG Zian¹, ZHOU Tao¹, CHEN Yongliang¹, QU Xiaolei²

(1. Ministerial Key Laboratory of Unsteady Aerodynamics and Flow Control,

College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Shenyang 110000, China)

Abstract: A method to design the landing strategy for vertical/short takeoff and landing vehicles (V/STOL) was established for the shipborne rolling vertical landing (SRVL) process. A longitudinal dynamic model of the prototype V/STOL aircraft was established, and then the boundaries of the strategy parameters were determined using attainable balance set methods, on the basis of the deceleration performance, trajectory stability and airspeed stability. The criterion of the strategy parameters specification was also given. Then the control scheme of the strategy was piecewise constructed, where the dynamic inverse methods were applied to the inner loop. A frequency-domain-based control allocation criterion was introduced into this architecture to design the control allocator. Finally, this strategy was

收稿日期: 2021-12-17

基金项目: 国家自然科学基金(11402115); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 龚正(1981—),男,博士,主要从事飞机飞行动力学与控制研究。

通信作者: 王子安(1994—),男,博士,主要从事飞机飞行动力学与控制研究。E-mail: wangzian@nuaa.edu.cn

引用格式: 龚正,李沛晋,王子安,等. 推力矢量型 V/STOL 飞行器短距降落控制策略设计[J]. 航空动力学报, 2023, 38(8): 1875-1888. GONG Zheng, LI Peijin, WANG Zian, et al. Design of short landing control strategy for thrust-vectorred V/STOL aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 1875-1888.

verified by Monte Carlo simulations for its robustness performance. The results showed that: the formulation method for strategy parameter boundaries of each landing stages satisfied their requirements respectively, and these parameter boundaries had explicit reference significance to the landing strategy formulation. The landing strategy using L1 adaptive theory for inner loop stability augmentation enables the aircrafts to have excellent trajectory robustness performance.

Keywords: thrust vector; short landing; attainable equilibrium set; speed stability; landing control strategy

推力矢量型 V/STOL (vertical/short takeoff and landing) 飞行器是一种兼具起降悬停和高速前飞特性的飞行器。相对于常规滑跑降落, 其独特的起降方式有着较好的起降性能表现^[1-4]。除此之外还有一种新兴的降落方式-短距降落 (shipborne rolling vertical landing, SRVL)^[5]。短距降落相比于垂直降落的优势在于改善了动力系统对最大着陆质量的限制, 除了动力系统的直接升力外, 还能依靠机翼在飞行器前飞时产生的升力, 使得飞行器返航时可携带更多载荷。

目前对于短距降落的公开文献较少。而与推力矢量飞行器短距降落过程类似的技术研究是在舰载降落过程中采用直接力控制方式进行着舰控制。这类研究主要分为两种: 一是针对导弹上的动力阀门产生的直接力进行的研究; 另一类则是鸭式飞机等这类采用气动舵面产生直接升力的研究, 且注重控制方法的设计。文献 [6] 基于特征结构配置法对直接力着舰控制方法进行解耦, 实现了对纵向运动长、短周期模态的解耦, 油门、纵杆通道的解耦。文献 [7] 采用两层并联动态逆控制框架设计, 采用全量非线性 E-2C 涡桨飞机模型进行仿真, 验证了动态逆控制效果的可行性。文献 [8] 采用自抗扰控制律设计的非线性控制器, 对鸭式飞机的着舰着陆的纵向轨迹控制进行了仿真研究。文献 [9] 采用一种基于频域尺度的效能分配准则进行控制分配设计, 较好地解决了油门和纵向通道的耦合问题。虽然针对推力矢量这种直接力控制的研究文献较少, 但针对气动舵产生直接力的控制律方法的研究已经较为成熟, 且仿真结果较好, 所以本文着重于讨论短距降落过程策略的制定问题。

短距降落策略的制定主要在于使飞行器在过渡过程中有足够的安全性及稳定性, 且由于短距降落时飞行器的触地速度一般极低, 需要有一定的策略保证飞行器能够在触地时刻调整稳定至预设的飞行状态。文献 [10] 对 STOVL (short take off vertical landing) 无人机进行了飞行品质与飞行性

能的相关评估, 并根据评估结果, 设计了无人机整个飞行过程的控制律与控制策略。文献 [11] 针对飞翼布局无人机着舰下滑飞行过程, 通过飞行稳定性分析, 根据飞行品质对飞行轨迹稳定性的约束, 计算了达到一级飞行品质的着舰飞行速度。文献 [12] 给出了速度稳定性的计算方法, 并总结出传统计算方法在不同飞行情况下的鲁棒性。文献 [13] 给出了一些军标中对于着舰下沉率的计算方法, 并分析了计算参数。

本文针对矢量喷管-升力风扇飞行器, 如图 1 所示, 为满足其在更狭小危险的飞行环境下的降落需求, 需要设计一套精准、平稳的降落策略, 使其在满足飞行品质的前提下, 拥有更良好的降落性能。由于该 V/STOL 飞行器推进系统和气动舵面均具备对飞行器进行六自由度控制的能力, 且随飞行状态变化还有较强的非线性, 这对整个短距降落策略的制定提出了要求, 需要短距降落策略的制定综合考虑多种因素, 使得控制律的设计具有可行性, 实现对航迹、速度、姿态的有效控制, 在短距降落过程全包线内取得满意的飞行品质。



图 1 矢量喷管-升力风扇飞行器模型

Fig. 1 Vector nozzle-lift fan aircraft model

1 V/STOL 的推力矢量方案

缩比 F35b 飞行器的动力系统采用了如图 2 所示的方案, 主要参数如表 1 所示。当飞机处于巡航模式时, 三轴承矢量喷管向后偏转, 为缩比飞行器的飞行提供推力。当飞机处于垂直模态时, 三轴承矢量喷管向下偏转 90° , 同时升力风扇开启, 两者共同提供无人机飞行所需的升力, 并且通过控制升力风扇与主涵道风扇的转速为无人机提供俯仰稳定。两侧的滚转喷管通过滚转控制调节机构使其空气流量一致, 为无人机提供滚转稳定性, 同时通过对两侧空气流量的控制完成对无人机的滚转操纵。动力系统还可通过对三轴承矢量喷管的左右偏转来实现航向操纵与提供偏航稳定。

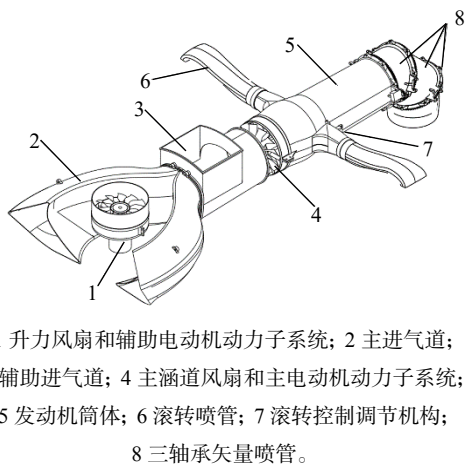


图 2 动力系统示意图

Fig. 2 Diagram of power system

表 1 V/STOL 飞行器主要参数

Table 1 Main parameters of V/STOL aircraft

参数	数值
质量/kg	13
巡航速度/(m/s)	30
巡航高度/m	<100

2 性能分析

2.1 短距降落性能对比

为了对比短距降落相比于常规降落的优势, 本文采取以往用来构建可控飞行边界的可达平衡集的方法^[14-16], 分别计算常规降落和短距降落时, 飞行接地状态的限制区域。飞行器降落时的状态约束主要是姿态角、航迹倾角及飞行速度的限制, 具体限制由下式给出:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = 0, & \dot{q} = 0, & q = 0 \\ 0 < \theta < \theta_{\max} \\ \gamma = \gamma_0 \\ V_t = V \\ \delta_{n,\min} < \delta_n < \delta_{n,\max} \end{cases} \quad (1)$$

式中 α 和 q 分别为攻角的微分量和俯仰角速度的微分量; θ 和 $\theta_{\max}$ 为俯仰角和最大俯仰角; γ 为航迹倾角, 预设航迹倾角 $\gamma_0 = -4^\circ$; V_t 为空速; V 为飞机此时对应的速度; δ_n 为矢量喷管的纵向倾转角; $\delta_{n,\min}$ 和 $\delta_{n,\max}$ 为矢量喷管倾转角的边界限制, 在短距降落阶段为 $\delta_{n,\min} = 0^\circ$, $\delta_{n,\max} = 90^\circ$, 在常规降落阶段为 $\delta_{n,\min} = 0^\circ$, $\delta_{n,\max} = 0^\circ$ 。计算的流程图如图 3 所示。

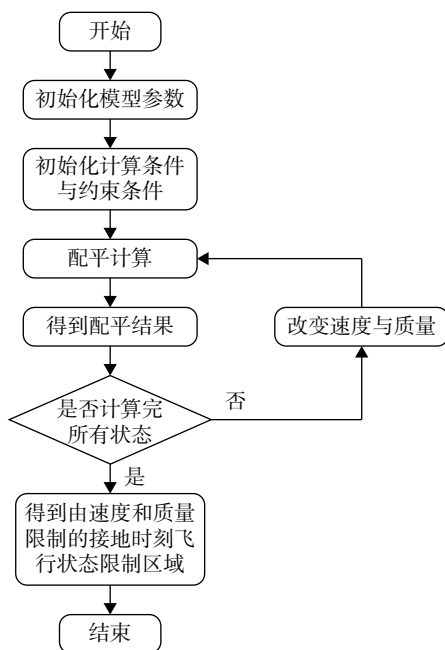


图 3 计算流程图

Fig. 3 Calculation flow chart

质量计算下边界为飞行器自身质量 13 kg, 速度计算左边界为 0 m/s, 右边界则由跑道长度和具体飞行器的滑跑减速能力而定, 设为 25 m/s。

图 4 给出了短距降落和常规降落的飞行状态限制区域的计算结果, 在质量为 13 kg 的同时, 飞行器的最小接地速度从 18.5 m/s 减小到了 6 m/s; 在常规降落的最小接地速度为 18.5 m/s 时, 最大降落质量从 13 kg 扩大到了 20.5 kg。计算结果表明短距降落相比于常规降落, 可以将同质量下的接地速度和同速度下的飞行质量限制边界基本扩大到一倍左右, 有利于降落策略的制定与飞行任务的规划。

2.2 减速性能分析

飞行器在短距降落阶段需要有足够的速度控

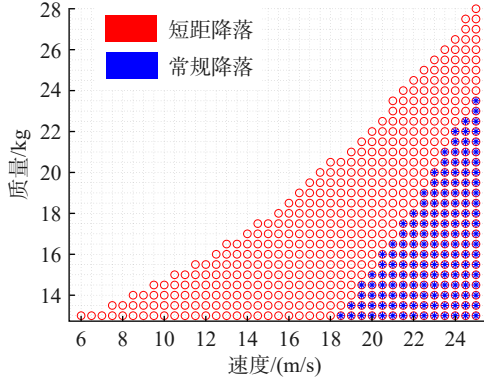


图4 降落落地时刻飞行状态限制区域

Fig. 4 Flight status restricted area at the time of landing ground

制能力, 飞行器的沿地面轴系 x 轴的前飞速度 V_{xg} 的变化率 $\dot{V}_{xg}$ 和 z 轴的下沉率 V_{zg} 的变化率 $\dot{V}_{zg}$ 可以由下式求得

$$\begin{cases} \dot{V}_{xg} = \frac{1}{m} [(T_n \cos \delta_n + T_f) \cos \theta - \bar{q} S C_L \sin \gamma - (T_n \sin \delta_n + T_f) \sin \theta - \bar{q} S C_D \cos \gamma] \\ \dot{V}_{zg} = \frac{1}{m} [(T_n \cos \delta_n + T_f) \sin \theta + \bar{q} S C_L \cos \gamma + (T_n \sin \delta_n + T_f) \cos \theta - \bar{q} S C_D \sin \gamma] - g \end{cases} \quad (2)$$

式中 m 为飞行器质量; T_f 和 T_n 分别是升力风扇的推力和矢量喷管的推力; $\bar{q}$ 和 S 为动压和参考面积; C_L 和 C_D 为飞行器的升力系数和阻力系数。由于在减速降落阶段一般是由统一油门开度大小控制下沉率, 矢量喷管倾转角控制前飞速度, 由此飞行器的动力学方程可以改为

$$\begin{cases} \dot{V}_{xg} = \frac{1}{m} [(T \cos \delta_n + T) \cos \theta - \bar{q} S C_L \sin \gamma - (T \sin \delta_n + T) \sin \theta - \bar{q} S C_D \cos \gamma] \\ \dot{V}_{zg} = \frac{1}{m} [(T \cos \delta_n + T) \sin \theta + \bar{q} S C_L \cos \gamma + (T \sin \delta_n + T) \cos \theta - \bar{q} S C_D \sin \gamma] - g \end{cases} \quad (3)$$

式中 T 为统一油门时升力风扇和矢量喷管的推力。减速阶段飞行器的航迹倾角已经给定, 所以近似认为气动系数是俯仰角 θ 的函数, 给定一定的俯仰角 θ , 计算所有推力和矢量喷管倾转角状态下的前飞速度和下沉率的变化率, 如图5所示。

可以看到当航迹倾角给定为 $\gamma = -4^\circ$, $\theta = 5^\circ$ 时, $\dot{V}_{xg, \min} = -1.22 \text{ m/s}$, $\theta = 3^\circ$ 时, $\dot{V}_{xg, \min} = -1.03 \text{ m/s}$, 越大的俯仰角能产生越大的减速能力, 但过大的俯仰角会产生拖尾的危险。

2.3 轨迹稳定性分析

飞机短距降落过程中, 针对飞机的轨迹稳定

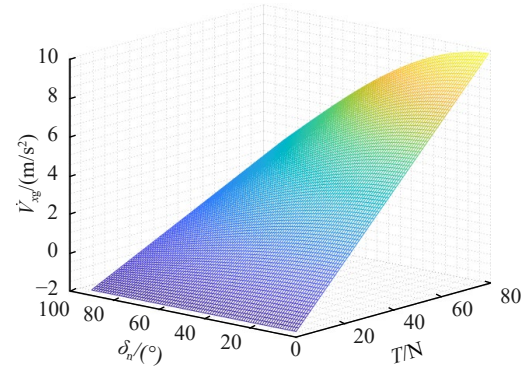
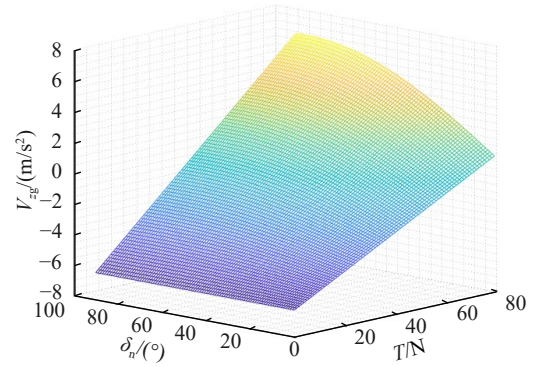
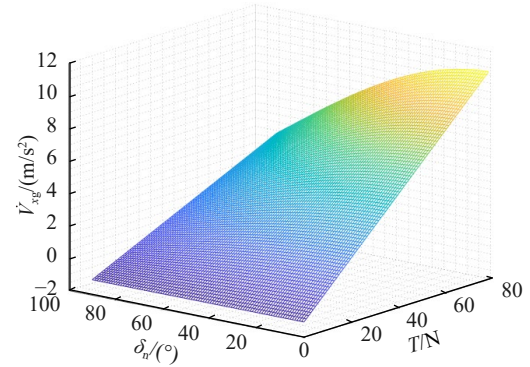
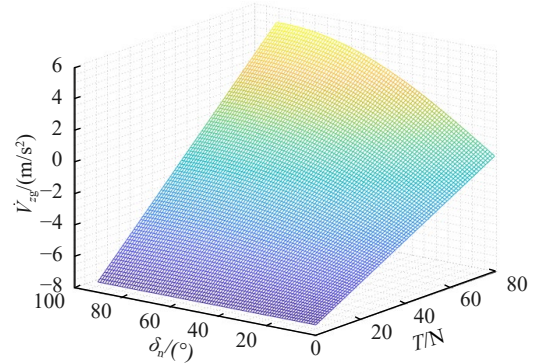
(a) 前飞速度控制效能 ($\theta=5^\circ$)(b) 下沉率控制效能 ($\theta=5^\circ$)(c) 前飞速度控制效能 ($\theta=3^\circ$)(d) 下沉率控制效能 ($\theta=3^\circ$)

图5 减速性能分析图

Fig. 5 Deceleration performance analysis diagram

性也有一定的要求。一级飞行品质对飞行器轨迹稳定性的要求^[10,17]为 $d\gamma/dV_i < 0.032 (^\circ)/(\text{km/h})$,

且在进场下滑最小空速 $V_{t,\min}$ 处与 $V_{t,\min} - 2.572$ m/s 处的 $d\gamma/dV_t$ 之差 ≤ 0.027 ($^\circ$) / (km/h)。 $d\gamma/dV_t$ 可由下式求得

$$\frac{d\gamma}{dV_t} = -\frac{\rho S}{2mg} (2V_t C_D - 4AV_t C_L^2) \quad (4)$$

式中 ρ 为大气密度, A 为诱导阻力因子。根据本文设计飞行器的稳定下滑运动约束条件, 可以进行配平计算

$$\begin{aligned} \psi &= 0, \phi = 0, \beta = 0 \\ p &= 0, q = 0, r = 0 \end{aligned} \quad (5)$$

式中 ψ 、 ϕ 、 β 分别为偏航角、滚转角和侧滑角, p 、 q 和 r 分别为绕机体轴的滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度, 满足飞行品质要求的飞行速度与航迹倾角有关, 所以给定不同的航迹倾角进行配平计算。

图 6 为计算结果, 虚线以下部分, 两条红线中间的绿线对应的速度范围为飞行品质对轨迹稳定性要求的速度范围, 给定航迹倾角 $\gamma = -4^\circ$ 的时候, 一级飞行品质要求 $V_t > 20$ m/s。

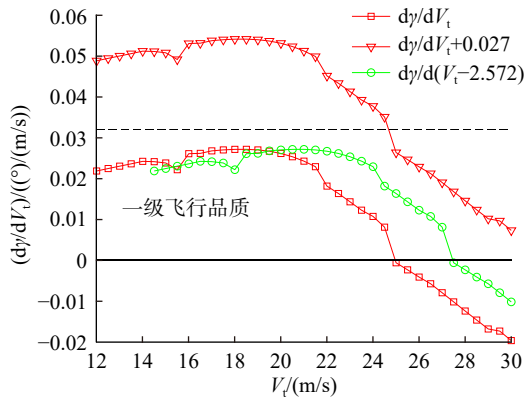


图 6 航迹稳定性分析图 ($\gamma = -4^\circ$)

Fig. 6 Track stability analysis diagram ($\gamma = -4^\circ$)

2.4 速度稳定性分析

具有速度稳定性的飞行器能够提高降落的成功率及稳定性, 减少风险。飞行器常规降落的速度稳定判别式^[11]为

$$\frac{dT_r}{d\bar{q}} > 0 \quad (6)$$

式中 T_r 为需用推力。关于短距降落的速度稳定性的具体判别式鲜有公开文献给出, 所以从常规的速度稳定性开始分析, 逐步推导出适用于短距降落的速度稳定性判据。

当飞行器定直平飞的时候:

$$\begin{cases} T_r = D = C_D \bar{q} S \\ W = L = C_L \bar{q} S \end{cases} \quad (7)$$

式中 D 为飞行器受到的阻力, L 为飞行器受到的升力, W 为飞行器受到的重力, 可得

$$\begin{cases} T_r = \frac{C_D W}{C_L} \\ \bar{q} = \frac{W}{C_L} \end{cases} \quad (8)$$

由此速度稳定的判别式可以改为

$$\frac{dT_r}{d\bar{q}} = S \frac{d\left(\frac{C_D}{C_L}\right)}{d\left(\frac{1}{C_L}\right)} \quad (9)$$

当飞行器是定直下滑的时候, 运动方程为

$$\begin{cases} T_r = D + W \sin \gamma \\ L = W \cos \gamma \end{cases} \quad (10)$$

于是判别式中的 C_D/C_L 和 $1/C_L$ 变为了

$$\begin{cases} \frac{C_D}{C_L} = \frac{T_r - W \sin \gamma}{W \cos \gamma} = \frac{T}{W \cos \gamma} - \tan \gamma \\ \frac{1}{C_L} = \frac{\bar{q} S}{W \cos \gamma} \end{cases} \quad (11)$$

虽然定常下滑时的式(8)变为了式(11), 但文献[11]说明了, 因其只是 C_L 和 C_D 与平飞时稍有不同, 导数 dC_D/dC_L 按定常下滑时新的气动系数值来, 判别式仍然适用。由于在短距降落过程中, 动力系统会直接提供升力, 所以式(10)变为

$$\begin{cases} T_r = D + W \sin \gamma \\ L = W \cos \gamma - L_t \end{cases} \quad (12)$$

式中 L_t 为动力系统产生的直接升力, 所以式(11)变为

$$\begin{cases} \frac{C_D}{C_L} = \frac{T_r}{W \cos \gamma} - \tan \gamma \\ \frac{1}{C_L} = \frac{\bar{q} S}{W \cos \gamma - L_t} \end{cases} \quad (13)$$

可以看出, 当 $W \cos \gamma - L_t > 0$ 时, 判别式的符号仍然可由式(6)确定。

以准备接地段的俯仰角 $\theta_3 = 3^\circ$ 为例, 不同前飞速度 V_{xg} 和下沉率 V_{zg} 对应特定的航迹倾角, 从而有着确定的攻角及升阻系数, 便能确定该状态点的速度稳定性。如图 7(a) 所示, 绿点表示为速度稳定点, 红点为不稳定点, 从原点出发, 连接整个稳定区域的边界点所得到的扇形区域即是飞行器处于速度稳定状态下对应的航迹倾角。为了得到整个可行的航线区域, 将不同俯仰角下的区域连

接起来即成了航线可行区。

图7(b)中,随着俯仰角变大,满足速度稳定性的航迹倾角的限制范围逐渐变小,图7(c)中航迹倾角的限制范围从 $\gamma = -9.3^\circ$ 变为了 $\gamma = -4.6^\circ$ 。

构建短距降落的策略参数边界与构建变体飞行器降落的过渡走廊类似^[18-19],都是通过分析各类限制因素构建出边界,然后在边界内寻找合适的参数。传统构建边界的方法是分别考虑各种限

制因素,构建出对应的限制边界,最后综合得到总的边界。利用可达平衡集构建参数边界的方法可以综合考虑因素一次性构建边界,该方法具有较强的通用性与计算鲁棒性,不受飞行器类型的限制。但构建的边界是离散点边界,精细化边界时计算量会陡增。

3 短距降落策略

3.1 短距降落策略制定

整个短距降落过程在空中分为三个阶段,即降高减速段(阶段Ⅰ)、稳定调整段(阶段Ⅱ)和准备接地段(阶段Ⅲ),如图8所示。

3.1.1 降高减速段

飞行器从最后一个航点,以巡航状态开始降高减速,期间飞行器还具有较高的飞行速度,所以可以依靠气动舵对飞行器的姿态进行控制来追踪航线。且在这个过程中飞行器基本是依靠气动力进行减速,动力系统处于怠速状态,所以该阶段可以用来完成矢量喷管的过渡偏转。

降高减速段和稳定调整段的分段速度称为窗口速度 V_2 , V_2 设定过大会导致在稳定调整段内,飞行器可能会无法完成对姿态及速度的稳定调整,且矢量喷管也需要在极短的时间内完成过渡倾转,造成飞行器惯量的急剧变化,增大失控危险;设定过小则可能会使飞行器失速。 V_2 可由前述的轨迹稳定性的分析进行合理选择。在初步设计时,可以将航迹倾角定为 $\gamma = -4^\circ$,根据一级飞行品质的速度范围,将最后一个航点的速度设为 $V_1 = 24 \text{ m/s}$,窗口速度 $V_2 = 20 \text{ m/s}$ 。

3.1.2 稳定调整段

飞行器在该阶段需要窗口速度 V_2 减为接地速度 V_3 。本文为了检验控制器的设计能否保证飞行器的短距降落有足够的稳定性,所以将接地速度 V_3 设为失速速度,为 14 m/s 。该阶段为保证飞行器有足够的减速能力,通过预设一定的俯仰角 θ 来控制攻角 α 。而俯仰角 θ 的设计依据是,为保证飞行器的降落安全,会有相应的安全高度判断。从实际的工程经验来说,窗口高度 h_2 为 15 m ,而准备接地的高度 h_3 为 5 m ,飞行器需要至少在 10 m 的降高范围内减速至接地速度,当前的航迹倾角 $\gamma = -4^\circ$,计算得稳定调整段的前飞距离为 143 m 。飞行器的前飞速度由窗口速度 20 m/s 减为 14 m/s ,即要求 $\dot{V}_{xg} > 0.713 \text{ m/s}^2$ 。为了使飞行器在稳定调

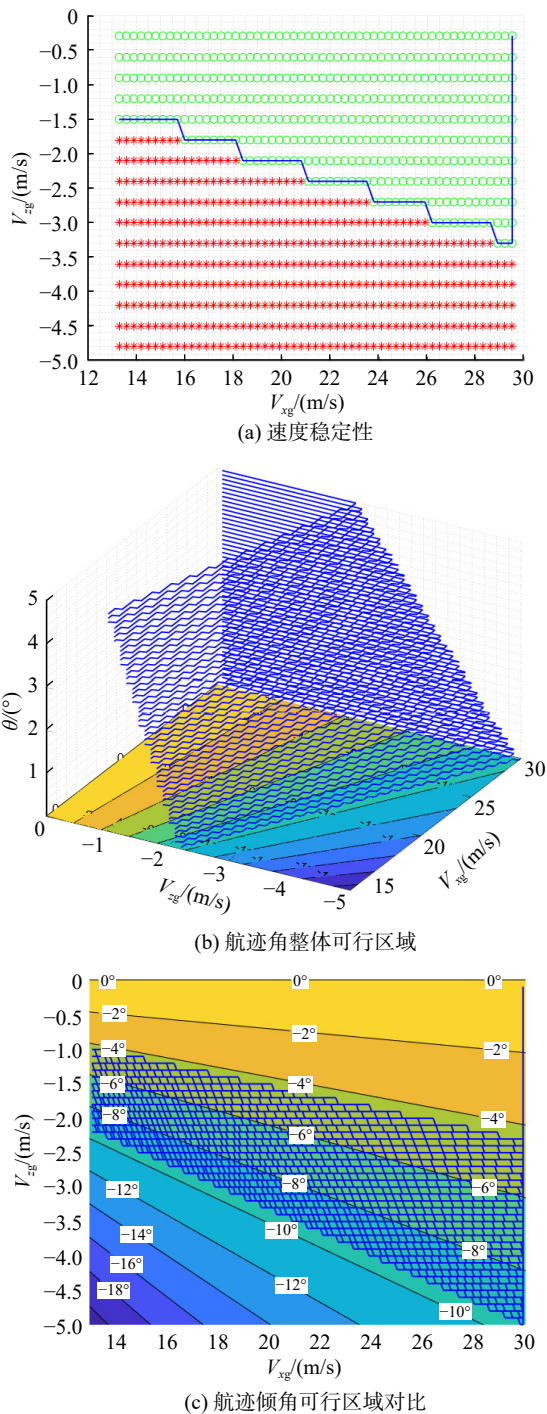


图7 航迹倾角分析图($\theta=3^\circ$)

Fig. 7 Track angle analysis diagram ($\theta=3^\circ$)

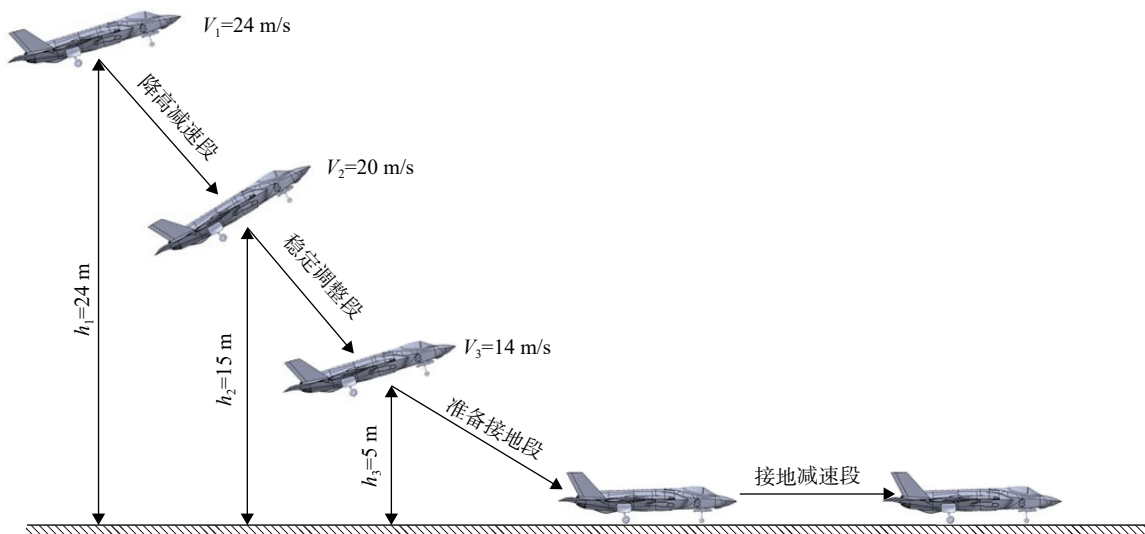


图8 短距降落分段示意图

Fig. 8 Schematic diagram of SRVL

整段一定能达到预定姿态,所以需要增加一定安全裕度,本文设定 50% 的安全裕度,所以要求 $\dot{V}_{xg} > 1.0695 \text{ m/s}^2$, 根据图 5, 为使得 $\dot{V}_{xg} > 1.0695 \text{ m/s}^2$, 至少需要 5° 的俯仰角。

3.1.3 准备触地段

在准备触地段,利用矢量喷管和升力风扇产生的直接升力来控制下沉率,通过矢量喷管向后产生的分力来控制前飞速度,需要预设该阶段的下沉率和姿态角,也即航迹倾角和姿态角。这里从速度稳定性的角度对下沉率以及姿态角进行设计。可以初步设计触地段的下沉率为 -1 m/s , 所以准备接地段的航迹倾角 $\gamma_3 = -4.08^\circ$ 。根据上文,对飞机速度稳定性分析的结果,从图 7 中可以看出当 $\theta_3 = 5^\circ$ 时, $\gamma_3 = -4.08^\circ$ 仍处在航迹可行区内,由此可以准备触地段的俯仰角初步设计为 $\theta_3 = 5^\circ$, 航迹倾角初步设计为 $\gamma_3 = -4.08^\circ$ 。

短距降落阶段的各个预设状态与阶段的分段标准是相互影响的,为了得到更为优质的短距降落策略是需要逐步迭代设计的,根据初步设计的预设值,对短距降落过程进行迭代优化,可以得到最终较为优异的降落策略,迭代方式如图 9 所示,图中 θ_2 为稳定调整段的俯仰角。

经过迭代优化,可得到最终的短距降落策略如图 10 所示,图中 h 为飞行高度。

3.2 短距降落控制设计

针对文中第 3.1 节内容设计的短距降落策略,设计了短距降落控制框架,如图 11 所示。

在降高减速段,飞机开启了纵向与横航向制

导,以跟踪航线。横航向控制器以侧偏距 Δy 和期望偏航角 ψ_d 为控制输入,计算输出偏航角指令 ψ_c 。

首先,利用侧偏距按比例关系计算期望横航向速度 $\dot{y}_d$:

$$\dot{y}_d = k_{py} \Delta y \quad (14)$$

式中 k_{py} 为偏航角控制器比例增益。式(14)旨在使侧偏距按设计时间常数 $1/k_{py}$ 线性收敛。

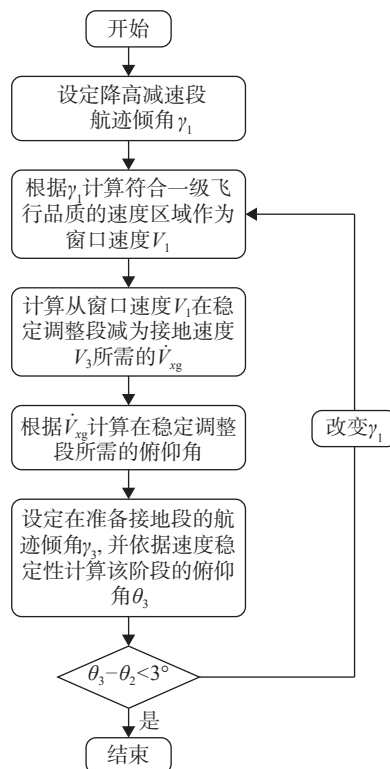


图9 短距降落策略制定流程图

Fig. 9 SRVL strategy flowchart

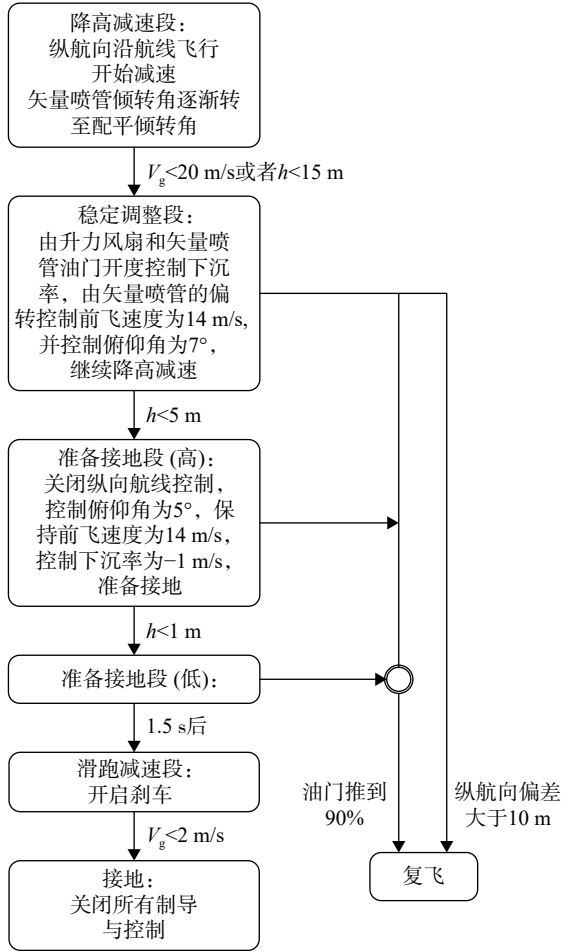


图 10 短距降落策略图

Fig. 10 SRVL strategy diagram

期望偏航角误差 $\Delta\psi_d$ 则可通过期望横航向速度计算:

$$\Delta\psi_d = \arcsin(\dot{y}_d/V_g) \quad (15)$$

其中 V_g 为飞行器地速。通常认为 $\Delta\psi_d$ 是小量,因此可近似认为 $\Delta\psi_d = \dot{y}_d/V_g$,其取值范围限制为 $[-\pi/2, \pi/2]$ 。偏航角指令则通过 $\Delta\psi_d$ 与 ψ_d 计算获得

$$\psi_c = \psi_d + \Delta\psi_d \approx \psi_d + \dot{y}_d/V_g \quad (16)$$

利用坐标旋转关系将姿态角变化率指令转化为旋转角速度指令:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \end{cases} \quad (17)$$

根据上式可得到偏航角速度指令:

$$r_c = \frac{\dot{\psi}_c \cos \theta - q \sin \phi}{\cos \phi} \quad (18)$$

纵向控制器以期望高度 h_d 、期望升降速度 $\dot{h}_d$ 、飞行高度 h 为输入量,可以得到升降速度指令

$$\dot{h}_c = k_{ph} (h_d - h) + \dot{h}_d \quad (19)$$

其中 k_{ph} 为高度控制器比例增益,将升降速度指令转换为航迹倾角指令

$$\gamma_c = \arctan \theta (\dot{h}_c / V_g) \quad (20)$$

通过比例-积分控制,可以得到俯仰角指令

$$\theta_c = k_{py} (\gamma_c - \gamma) + k_{iy} \int (\gamma_c - \gamma) dt \quad (21)$$

其中 k_{py} 为航迹倾角控制器比例增益, k_{iy} 为航迹倾角控制器积分增益。

俯仰角 θ 通过比例控制器实现控制:

$$\dot{\theta}_c = k_{p\theta} (\theta_c - \theta) \quad (22)$$

其中 $k_{p\theta}$ 为俯仰角控制器比例增益, $\dot{\theta}_c$ 为俯仰角变化率指令。

根据式(17),俯仰角速度指令为

$$q_c = \frac{\dot{\theta}_c}{\cos \phi} + r \tan \phi \quad (23)$$

滚转通道上,根据比例控制器控制滚转角变化率:

$$\dot{\phi}_c = k_{p\phi} (\phi_c - \phi) \quad (24)$$

其中 $k_{p\phi}$ 为滚转角控制器比例增益。

根据式(17),滚转角速度指令可表示为

$$p_c = \dot{\phi}_c - \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \quad (25)$$

速度通道上,期望地速 V_{gd} 通过比例-积分控制器控制。输入量为飞行器地速 V_g ,输出量为油门开度指令 δ_m 。

$$\delta_m = k_{pv} (V_{gd} - V_g) + k_{iv} \int (V_{gd} - V_g) dt \quad (26)$$

其中 k_{pv} 为速度控制器比例增益, k_{iv} 为速度控制器积分增益。

此外,矢量喷管推力的倾转角指令随着地速的减小不断增大。

以上所有指令合为内环角速度控制的输入向量 $U = [p_c, q_c, r_c, \delta_m, \delta_n]$ 。

在稳定调整段,横航向控制器与降高减速段相同,纵向控制器俯仰通道控制与降高减速段相同,高度控制器通道升降速度指令由式(19)求得。

根据比例-积分控制,可以得到油门开度与升力风扇开度指令:

$$\delta_i = \delta_m = k_{ph} (\dot{h}_c - \dot{h}) + k_{ih} \int (\dot{h}_c - \dot{h}) dt \quad (27)$$

其中 k_{ih} 为高度控制器积分增益。

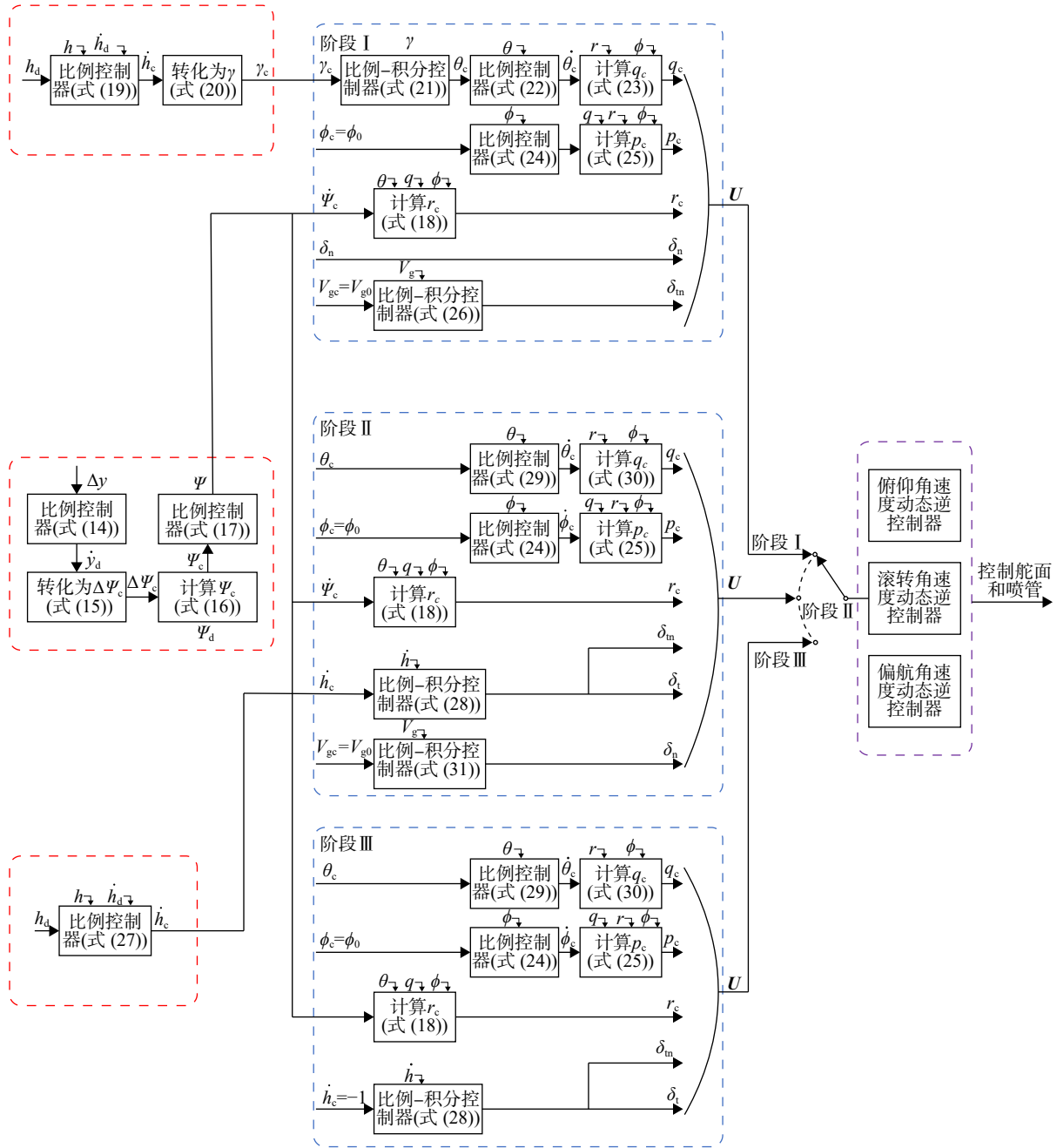


图 11 短距降落控制框架图

Fig. 11 SRVL control frame diagram

速度通道上,期望地速 V_{gd} 通过比例-积分控制器控制。输入量为飞行器地速 V_g ,输出量为矢量喷管倾转角指令 δ_n 。

$$\delta_n = k_{pv} (V_{gd} - V_g) + k_{iv} \int (V_{gd} - V_g) dt \quad (28)$$

准备触地段,各控制通道与稳定调整阶段相同。

内环控制律可以采用成熟的动态逆控制律设计,但由于推力矢量飞行器的物理控制量不同,需要针对其进行控制分配设计。

在低速悬停模式下,其主俯仰操纵力矩由升

力风扇与主涵道风扇转速差提供,滚转操纵力矩由左右喷管开度提供,偏航操纵力矩由三轴承矢量偏转提供;巡航模式下,俯仰操纵力矩由升降舵提供。在这两种飞行模式下,俯仰控制通道的指令可以直接传递给单一的执行机构。但是在过渡模式下,由于升降舵与动力系统转速差控制效能的变化,该阶段的俯仰控制是组合控制,此时存在输入冗余,需要进行单独的控制分配设计。横航向通道中和滚转通道同样是依靠气动舵和动力系统喷口组合控制。从分配优先级来看,气动

舵有着高可靠性、高动态性、低耗能性的特点。所以在控制分配上,优先分配气动舵,剩余的效能由动力系统给出。根据短距无人机在不同速压下的操纵特性,引入虚拟控制量的概念,在三通道中就是包含气动舵的控制量和动力系统的控制量。本文引用一种频域尺度的效能分配准则^[9]。该分配策略引入高/低通滤波器,利用低通滤波器优先将低频控制量分配于高动态、低能耗的升降舵控制量,高频部分则漏向动力系统控制量进行姿态调整;其次根据高低频部分期望角加速度与各操纵器所能提供最大角加速度的匹配关系,按照优先分配气动舵的原则,得到如下串并联结合分配策略,如图 12 所示。因此所需低频期望加速度将气动舵指定为主操纵器,并将动力系统视为辅助操纵器,仅当气动舵饱和时使用,而所需高频俯仰角加速度按效能比分配给剩余的升降舵和动力系统。

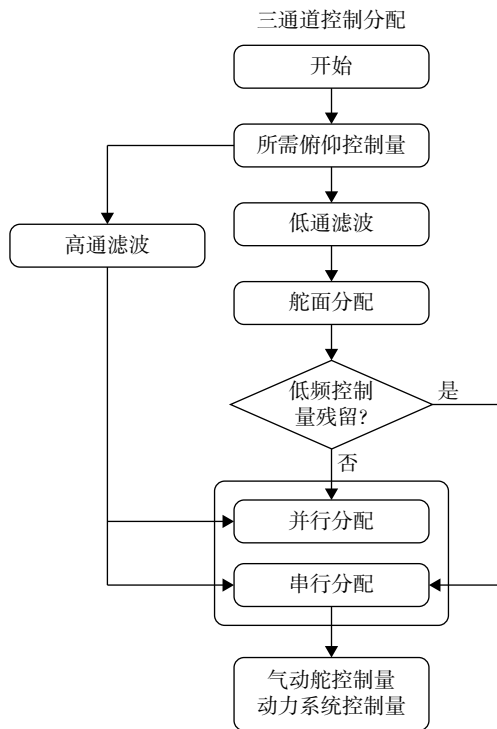


图 12 控制分配示意图

Fig. 12 Control distribution diagram

以俯仰通道为例:①若低频部分所需控制量小于升降舵最大控制量,则剩余升降舵控制量与推力矢量系统俯仰控制量并行分配高频部分所需控制量。②若低频部分所需控制量大于升降舵最大控制量,则剩余低频部分由推力矢量系统俯仰控制量补偿,高频部分仍由剩余推力矢量系统俯

仰控制量提供。

$$\begin{cases} \delta_e = \frac{\dot{q}_c}{M_{\delta_e}} \\ n_{\theta} = \frac{\dot{q}_c}{M_{n_{\theta}}} \end{cases} \begin{cases} \delta_a = \frac{\dot{p}_c}{M_{\delta_a}} \\ n_{\phi} = \frac{\dot{p}_c}{M_{n_{\phi}}} \end{cases} \begin{cases} \delta_r = \frac{\dot{r}_c}{M_{\delta_r}} \\ \delta_2 = \frac{\dot{r}_c}{M_{\delta_2}} \end{cases} \quad (29)$$

其中 δ_e 是俯仰通道中升降舵控制量, n_{θ} 是矢量喷管和动力系统转速差控制量, M_{δ_e} 和 $M_{n_{\theta}}$ 是俯仰通道中升降舵和动力系统的俯仰控制效能; δ_a 和 n_{ϕ} 是横向通道中副翼控制量和滚转喷口转速控制量, M_{δ_a} 和 $M_{n_{\phi}}$ 是横向通道中副翼和矢量推力的滚转控制效能; δ_r 和 δ_2 是航向通道中方向舵控制量和矢量喷管左右偏转控制量, M_{δ_r} 和 M_{δ_2} 航向通道中方向舵和滚转喷口的偏航控制效能,且

$$\begin{cases} M_{\delta_e} = \frac{\bar{q} S c}{I_{yy}} C_{m_{\delta_e}} \\ M_{n_{\theta}} = \frac{\delta_{in} d_{lift}}{I_{yy}} \end{cases} \begin{cases} M_{\delta_a} = \frac{\bar{q} S b}{I_{xx}} C_{l_{\delta_a}} \\ M_{n_{\phi}} = \frac{\delta_{in}}{I_{xx}} \end{cases} \quad (30)$$

$$\begin{cases} M_{\delta_r} = \frac{\bar{q} S b}{I_{zz}} C_{n_{\delta_r}} \\ M_{\delta_2} = \frac{\delta_{in} d_{trust}}{I_{zz}} \cos \delta_1 \end{cases}$$

式中 b 为机翼展长, c 为平均气动弦长, $C_{m_{\delta_e}}$ 是升降舵操纵导数, $C_{l_{\delta_a}}$ 是副翼操纵导数, $C_{n_{\delta_r}}$ 是方向舵操纵导数, I_{xx} 是 x 轴惯性矩, I_{yy} 是 y 轴惯性矩, I_{zz} 是 z 轴惯性矩, δ_{in} 是动力系统的动力效能,定义为当前飞行状态下矢量喷管和升力风扇的动力系统单位转速产生的直接力, d_{lift} 是升力风扇的作用力位置到飞行器重心位置, δ_{in} 是滚转喷口的滚转操纵效能,定义为当前飞行状态下滚转喷口单位转速产生的滚转力矩, d_{trust} 是矢量喷管的作用力位置到飞行器重心位置, δ_1 是尾喷管推力作用线与机体 x 轴的夹角。

在过渡阶段除了姿态控制的三个通道需要进行控制分配外,速度通道同样需要,由于推力矢量-升力风扇飞行器的动力系统的独特性,在低速状态下可以依靠动力系统产生的直接升力来更加精确地控制下沉率,这也是确保短距降落安全性的前提。

从前文短距阶段的减速能力分析图可以看出,前向速度通道变化率的正边界超过负边界较多,作为影响正边界的动力系统控制需求较低,所以本文设计将控制效能较高的动力系统转速变化控制量 n_r 作为下沉率通道的控制量,将尾喷管推力

作用线与机体 x 轴的夹角 δ_1 作为前向速度通道的控制量。

$$\begin{cases} n_T = \frac{\dot{V}_{xg}}{M_{v_{xg}}} \\ \delta_1 = \frac{\dot{V}_{zg}}{0.5g} + \delta_{trim} \end{cases} \quad (31)$$

式中 $M_{v_{xg}}$ 为前向速度通道的控制效能, 定义为单位转速能够产生的前向速度变化率; δ_{trim} 为当前飞行状态下矢量喷管的配平倾转角。

4 短距降落仿真验证

4.1 短距降落标称状态仿真

在实际的短距降落过程中, 飞行器的气动、飞行状态及大气环境等参数与标称工况存在偏差,

因此有必要进行针对性鲁棒性验证。首先以标称状态进行仿真验证, 在整个短距降落过程, 飞行器从巡航高度 24 m, 巡航速度 24 m/s, 沿航迹倾角 $\gamma = -4^\circ$ 的航线开始短距降落, 整个短距降落的控制目标列表如表 2 所示。

表 2 短距降落控制目标

Table 2 SRVL control target

参数	控制目标
接地速度 $V_3/(m/s)$	$\Delta V_3 \leq \pm 1$
落点 $(X_{lat}, Y_{lon})/m$	$\Delta_{x,y} < 5$

仿真轨迹结果如图 13 所示, 飞行状态仿真结果如图 14 所示, 图中 V_c 为速度指令。

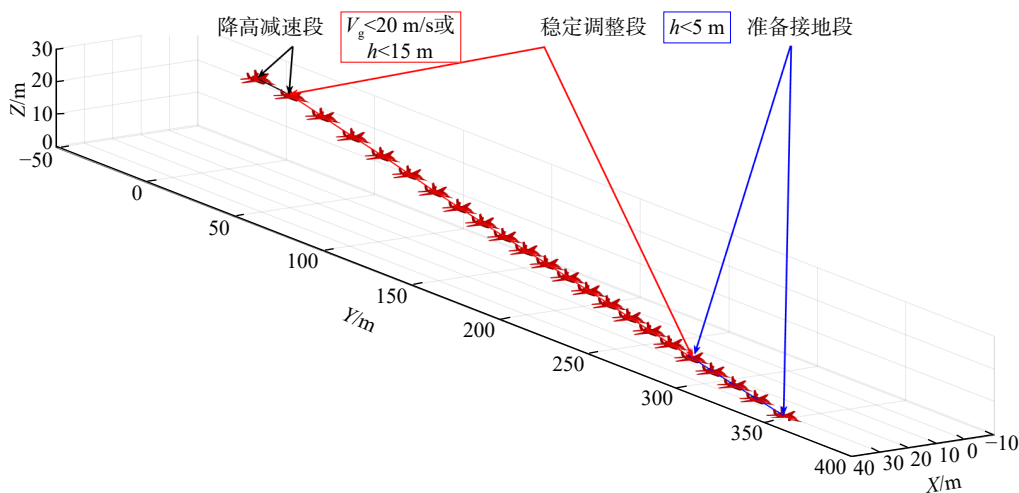


图 13 标称状态飞行轨迹仿真结果

Fig. 13 Simulation results of flight trajectory at nominal state

图 13 表明无人机在标称状态下, 全过程能较好跟踪航线, 且在短距降落时阶段能在预设落点触地。图 14 飞行状态仿真结果中, 整个短距降落过程中降高减速段的时间为 0~3.95 s, 稳定调整段为 3.95~16.1 s, 准备触地段为 16.1~21 s, 触地减速段为 21~31 s。触地速度为 14 m/s 满足控制约束。

降高减速段飞行器最大俯仰角偏差为 1.43° , 最大航线纵向偏差距离为 -0.7 m, 最大航线侧偏距为 1.2 m; 稳定调整段飞行器最大俯仰角偏差为 1.77° , 最大航线纵向偏差距离为 -0.2 m, 最大航线侧偏距为 0.2 m; 准备触地段飞行器最大俯仰角偏差为 0.11° , 最大航线纵向偏差距离为 -0.2 m, 最大航线侧偏距为 0.1 m。

仿真结果表明飞行器在标称状态下能按既定策略下的预设飞行状态完成短距降落, 且能较好跟踪设定的指令。

4.2 短距降落扰动仿真

蒙特卡罗仿真法是一种伴随现代飞行控制技术发展的一种实用的仿真方法。其将随机数的产生参数扰动作为每次仿真的输入变量, 进而进行大规模的鲁棒性验证^[20-22]。短距降落过程参数扰动变量主要包括气动特性、质量特性、动力系统及飞行状态, 参数列表如表 3 所示。

随机改变以上参数, 对飞行器进行短距降落仿真, 可得到仿真结果如图 15 所示。

图 15(b) 中末端接地速度最大为 14.69 m/s, 最小速度为 14.18 m/s, 满足误差绝对值在 1 m/s

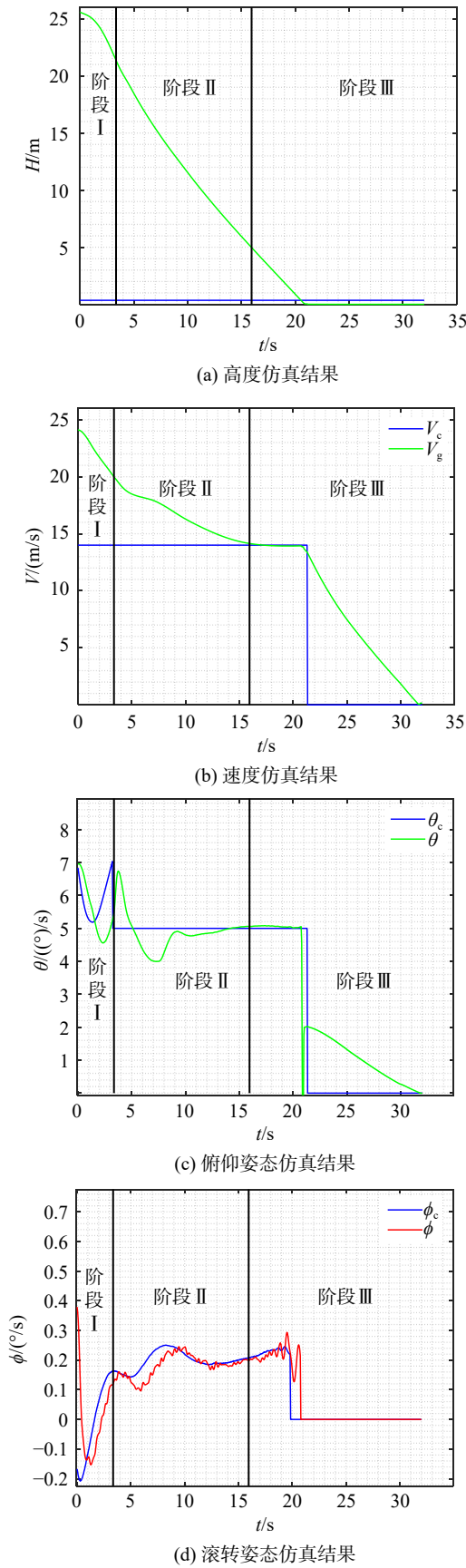


图 14 标称状态飞行状态仿真结果
Fig. 14 Flight state simulation results of flight trajectory at nominal state

表 3 主要参数摄动范围

Table 3 Perturbation range of main parameters

参数	不确定范围/%
升力线斜率	± 10
侧力操纵导数	± 10
滚转交叉操纵导数	± 10
俯仰操纵导数	± 10
偏航操纵导数	± 10
偏航阻尼导数	± 10
x 轴重心位置	± 10
y 轴转动惯量	± 10
升力操纵导数	± 10
滚转静稳定性导数	± 10
滚转阻尼导数	± 10
俯仰阻尼导数	± 10
偏航交叉操纵导数	± 10
阻力操纵导数	± 10
俯仰静稳定性导数	± 10
z 轴转动惯量	± 10
侧向静稳定性导数	± 10
滚转操纵导数	± 10
滚转交叉阻尼导数	± 10
偏航静稳定性导数	± 10
偏航交叉阻尼导数	± 10
升力风扇拉力系数	± 10
x 轴转动惯量	± 10

的要求;图 15(c)中攻角的摄动范围小于飞行器的失速攻角 16° ;图 15(d)中升降舵控制量 δ_e 小于物理机构的限制量 $\pm 15^\circ$,表明在表 3 的飞行器参数摄动范围内,飞行器的状态量和操纵量在可控范围内变化,且保留有一定的稳定裕度,保证了飞行器短距降落的安全性。

在图 16 中,以颜色区分了短距降落空中的 3 个阶段:包括红色的降高减速段、黄色的稳定调整段、蓝色的准备接地段。飞行器在参数摄动下,从降高减速段开始出现一定的航迹倾角偏差,在稳定调整段基本完成航迹倾角修正,在准备接地段以预设的航迹倾角开始准备接地。从降落的落点图中可以看出,在侧风和各项不确定性的影响下,飞机的落点误差半径小于 5 m。可以看出,此策略下,飞机的鲁棒性良好。

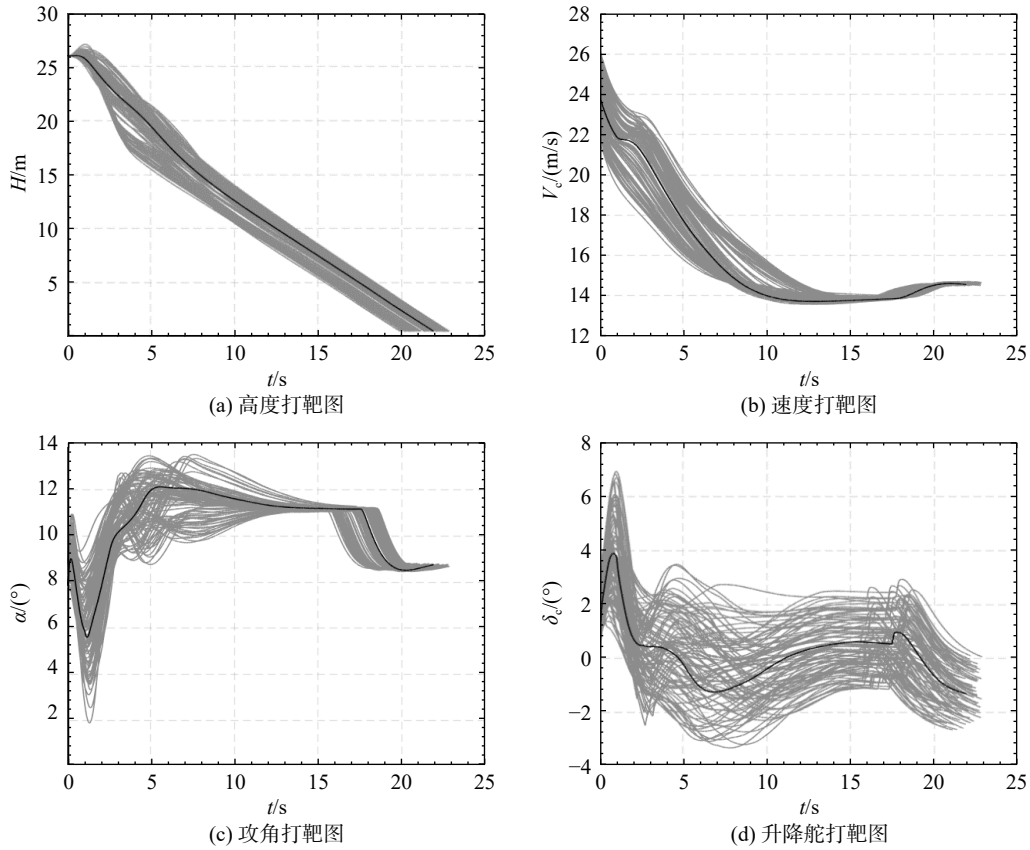


图 15 蒙特卡洛仿真结果图

Fig. 15 Monte Carlo simulation results diagram

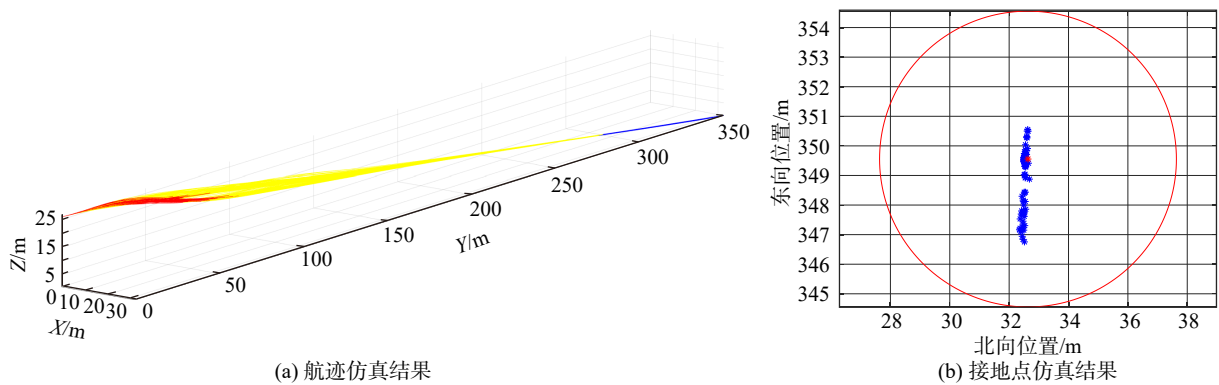


图 16 飞行器航迹图

Fig. 16 Aircraft track map

5 结 论

1) 从短距降落的任务特点进行分析, 基于 V/STOL 飞行器六自由度模型, 将减速性能、速度、航迹稳定性作为降落策略考虑的出发点。采用可达平衡集方法构建出了较为合理的策略参数边界, 对于短距降落策略的制定有着明确的参考意义。

2) 基于制定的短距降落策略, 进行控制框架分段设计, 基于蒙特卡洛打靶, 对设计的起降策略的鲁棒性进行了验证, 结果表明利用该方法制

定的短距降落策略能使飞行器较好地完成降落指标要求, 且鲁棒性强。

3) 区别于传统降落进入段-拉起段两阶段控制策略, 通过减速使得飞行器拉飘触地。本文采用的短距降落阶段的三阶段控制策略在减速段通过使得飞行器到达具有速度稳定性的飞行状态, 从而在小扰动状态下将前向通道和纵向通道解耦, 完成了对接地状态的精确控制, 但抗侧风的能力还有一定局限性。

参考文献:

- [1] 吴文海, 高阳, 王子健, 等. 基于LADRC的舰载V/STOL飞机短距起飞性能优化[J]. *航空学报*, 2019, 40(6): 131-142.
WU Wenhai, GAO Yang, WANG Zijian, et al. Optimization of short take off performance for carrier based V/STOL aircraft via LADRC method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(6): 131-142. (in Chinese)
- [2] 王衍洋, 张守臣, 刘志敏, 等. 推力矢量飞机的起飞性能研究[J]. *飞行力学*, 2000, 18(1): 19-21.
WANG Yanyang, ZHANG Shouchen, LIU Zhimin, et al. The influence of thrust vectoring on aircraft take-off performance[J]. *Flight Dynamics*, 2000, 18(1): 19-21. (in Chinese)
- [3] 彭润艳, 王和平, 林宇. 带升力风扇飞机的短距起飞建模和仿真研究[J]. *计算机仿真*, 2008, 25(4): 46-48, 64.
PENG Runyan, WANG Heping, LIN Yu. Modeling and simulation of advanced short takeoff aircraft with lift-fan[J]. *Computer Simulation*, 2008, 25(4): 46-48, 64. (in Chinese)
- [4] 陈坤. STOVL无人飞行器飞行动力学分析、控制律设计及验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
CHEN Kun. STOVL unmanned aerial vehicle flight dynamic analysis, control law design and test[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [5] SCOTT R. UK on a roll after F-35B landing trials[J]. *Flight International*, 2018, 194(5666): 16.
- [6] 张志冰, 张秀林, 王家兴, 等. 一种基于多操纵面控制分配的IDLC人工着舰精确控制方法[J]. *航空学报*, 2021, 42(8): 142-157.
ZHANG Zhibing, ZHANG Xiulin, WANG Jiaxing, et al. An IDLC landing control method of carrier based aircraft based on control allocation of multiple control surfaces[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(8): 142-157. (in Chinese)
- [7] 罗飞, 张军红, 王博, 等. 基于直接力的着舰航迹动态逆控制仿真研究[J]. *电光与控制*, 2021, 28(9): 103-107.
LUO Fei, ZHANG Junhong, WANG Bo, et al. Simulation research on direct-lift-control based NDI control of landing trajectory[J]. *Electronics Optics & Control*, 2021, 28(9): 103-107. (in Chinese)
- [8] KLEINBEKMAN I C, MITICI M, WEI P. Rolling-horizon electric vertical takeoff and landing arrival scheduling for on-demand urban air mobility[J]. *Journal of Aerospace Information Systems*, 2020, 17(3): 150-159.
- [9] WANG Zian, MAO Shengchen, GONG Zheng, et al. Energy efficiency enhanced landing strategy for manned eVTOLs using L1 adaptive control[J]. *Symmetry*, 2021, 13(11): 1-33.
- [10] 韩维, 陈志刚, 张勇, 等. 飞翼布局无人机着舰飞行动力学分析[J]. *海军航空工程学院学报*, 2017, 32(5): 421-425.
HAN Wei, CHEN Zhigang, ZHANG Yong, et al. Analysis of the flight dynamic during flying wing uav carrier landing[J]. *Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University*, 2017, 32(5): 421-425. (in Chinese)
- [11] 方城金. 关于飞机速度稳定性的判别式问题[J]. *飞行力学*, 1983, 1(2): 1-17.
FANG Chengjin. The discriminant problem of aircraft velocity stability[J]. *Flight Dynamics*, 1983, 1(2): 1-17. (in Chinese)
- [12] 王钱生. 关于舰载机着舰下沉速度的初步研究[J]. *飞机设计*, 2007, 28(3): 1-6.
WANG Qiansheng. A preliminary research of sinking velocity for carrier-based aircraft[J]. *Aircraft Design*, 2007, 28(3): 1-6. (in Chinese)
- [13] 赵荣, 王立新, 徐王强. 小型飞机自动着舰系统设计准则适用性分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(12): 2488-2496.
ZHAO Rong, WANG Lixin, XU Wangqiang. Analysis of design principle adaptability to automatic carrier landing system of light plane[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(12): 2488-2496. (in Chinese)
- [14] 龚正. 先进飞行器非定常气动力建模、控制律设计及验证方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
GONG Zheng. Research on unsteady aerodynamic modeling, control law design and clearance for advanced aerospace vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [15] 叶辉. 推力矢量飞机过失速机动的鲁棒控制与边界保护[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
YE Hui. Robust control and envelope protection for post-stall maneuver of TVC aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [16] GOMAN M G, KHRAMTSOVSKY A V, KOLESNIKOV E N. Evaluation of aircraft performance and maneuverability by computation of attainable equilibrium sets[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(2): 329-339.
- [17] 中国人民解放军总装备部. 舰载飞机规范(飞行品质): GJB 3719-99 [S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 1999: 16-19.
- [18] 俞志明, 陈仁良, 孔卫红. 倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊分析方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46(11): 2106-2113.
YU Zhiming, CHEN Renliang, KONG Weihong. Analysis method for conversion corridor of quad tilt rotor aircraft[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(11): 2106-2113. (in Chinese)
- [19] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线分析[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(10): 2174-2180.
CAO Yunyun, CHEN Renliang. Investigation on nacelle conversion envelope analysis method of tiltrotor aircraft[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(10): 2174-2180. (in Chinese)
- [20] SHAKARIAN A. Application of Monte-Carlo techniques to the 757/767 autoland dispersion analysis by simulation [R]. AIAA 83-2193, 1983.
- [21] WILLIAMS P S. A Monte Carlo dispersion analysis of the X-33 simulation software [R]. AIAA 2001-4067, 2001.
- [22] 张超, 陈磊, 陈宗基, 等. 基于视觉的UCAV自主着陆蒙特卡洛仿真研究[J]. *系统仿真学报*, 2010, 22(9): 2235-2240.
ZHANG Chao, CHEN Lei, CHEN Zongji, et al. Monte Carlo simulation for vision-based autonomous landing of unmanned combat aerial vehicles[J]. *Journal of System Simulation*, 2010, 22(9): 2235-2240. (in Chinese)

(编辑: 陈越)