

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.05.045

复合翼无人机横侧向控制律设计

赵君宝, 黄一敏, 徐玮杰

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 211106)

摘 要: 针对复合翼无人机的横侧向控制问题进行研究。以某型复合翼无人机为研究对象进行特性分析, 发现其对侧风敏感, 针对此问题提出两种滚转通道控制律策略并进行对比; 选择基于指令内回路的滚转角控制策略并结合根轨迹和时域响应对其进行内外环参数设计, 设计侧滑角前馈策略, 增强指令内回路对侧风产生的滚转力矩抑制效果。通过仿真分析表明: 该策略对抗侧风能力有明显提高。

关键词: 复合翼无人机; 侧风敏感; 横侧向控制律; 侧滑角前馈

中图分类号: V279 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2025)05-0228-06

Lateral Control Law Design of Hybrid UAV

ZHAO Junbao, HUANG Yimin, XU Weijie

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

Abstract: This study, focusing on the lateral control problem of hybrid UAV, takes a certain type of hybrid UAV as the research object for characteristic analysis, finding that the UAV is sensitive to crosswinds. Two roll channel control strategies were proposed, on which comparison and analysis were made. And the roll angle control strategy was selected based on the command inner loop, the inner and outer loop parameters were designed by combining the root trajectory and time domain response, and sideslip angle feedforward strategy was designed to improve the roll torque suppression effect of the command inner loop on crosswind. Simulation analysis shows that the designed strategy significantly improves its ability to combat crosswinds.

Keywords: hybrid UAV; crosswind sensitivity; lateral control law; sideslip angle feedforward

0 引言

复合翼垂直起降无人机采用旋翼和固定翼相结合的复合设计, 能够像直升机一样实现垂直起降和空中悬停, 也能够像固定翼飞机一样高速巡航^[1-4]。其工作原理是: 在垂直起降阶段和低速阶段按照直升机模态飞行, 通过多个电动机驱动推力螺旋桨转动产生的推力实现飞行; 而在高速状态下, 切换至固定翼模态飞行, 由机翼翼面产生的气动升力克服重力, 通过后部螺旋桨产生的气动推力实现飞行^[5-7]。

在无人机的使用场景中, 续航时间和起降场地问题较为关键。因此目前市场上亟待一型既能满足续航时间并覆盖大范围场景的应用需求, 又对起降场地要求低^[8-9]、能在多种地形、环境下应用的无人机。在此背景下, 复合翼垂直起降飞机成了各国无人机研究领域的热点, 这种飞机的一大优势便是既具备垂直起降的能力, 又能有比较长的续航时间^[10-12]。

复合翼垂直起降无人机固然有巨大的市场潜

力, 但目前市面上复合翼无人机的旋翼布局和气动构型多种多样, 其中大部分构型为了便于旋翼的安装, 导致固定翼模式的气动布局与常规固定翼相差较大, 而非常规的气动布局会使无人机在固定翼模式时对侧风敏感且滚转通道难以控制, 从而影响飞行安全^[13-14]。因此, 本文针对此问题对对象无人机横侧向控制展开研究。

1 研究对象及问题描述

1.1 研究对象

本文的研究对象为复合翼垂直起降无人机。根据其飞行任务划分为 3 个模式: 直升机模式、过渡模式和固定翼模式。直升机模式用于完成垂直起降任务; 过渡模式用于衔接直升机模式和固定翼模式^[15]; 而固定翼模式用于远距离巡航, 也是该构型无人机的主要工作模式。该复合翼无人机拥有两套操纵舵面, 分别为旋翼操纵舵面和气动操纵舵面^[16]。其中旋翼操纵舵面为 8 个垂起旋翼各自的转速, 气动操纵舵面包括两个推力桨转速、4 片组合舵和方向舵。

第一作者简介: 赵君宝(1999—), 男, 江苏连云港人, 硕士研究生, 研究方向为先进飞行控制技术, 13775446321@163.com。

本文研究的复合翼无人机构型如图 1 所示。

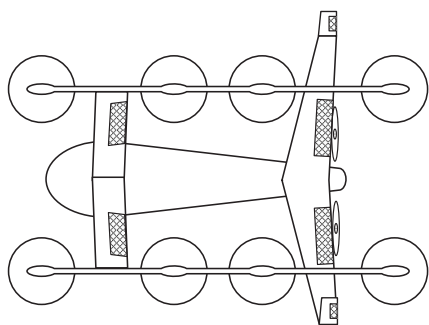


图 1 复合翼无人机示意图

从图 1 中可以看出,该复合翼无人机的气动构型与常规固定翼无人机有较大差别,为前后双翼布局,后翼为后掠设计,其中前后翼上各自有两片舵面及自由组合成等效的副翼和升降舵。

1.2 气动特性分析及问题描述

由于对象无人机气动构型特殊,与常规固定翼无人机有较大差别,所以需要对其特性进行分析。同时选择实验室已研究过且气动构型较为成熟的常规固定翼作为对比,其基态横侧向气动数据对比如图 2 和图 3 所示。

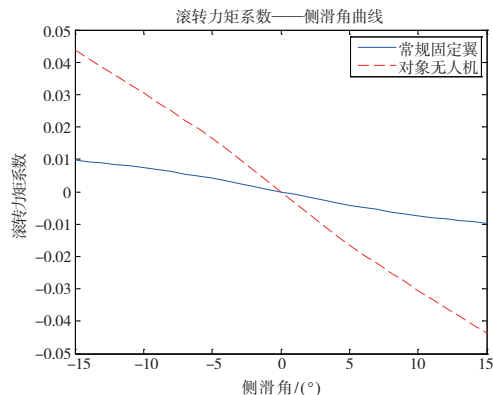


图 2 M_{x_beta} 对比

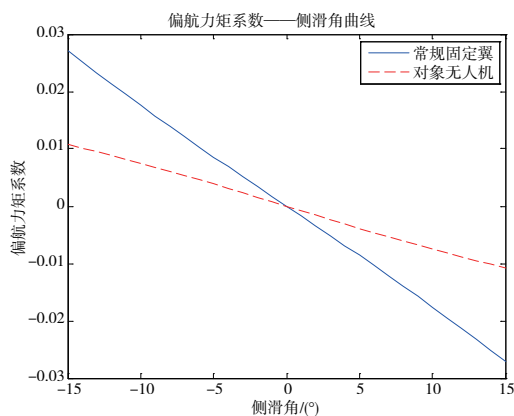


图 3 M_{y_beta} 对比

从图 2 和图 3 中可以看出对象无人机的 M_{x_beta} 是常规固定翼的 4.5 倍,但 M_{y_beta} 常规固定翼又是对象无人机的 2.5 倍。由此可见对象无人机的横向静稳定性很强,同时航向静稳定性较弱。这会导致飞行器对侧风较为敏感,如飞行过程中遇到突然的侧风会使无人机产生较大的滚转力矩,同时会使无人机的转弯难以控制,因为在转弯过程中会产生侧滑角,而航向静稳定性较小导致转换过程中侧滑角较大,较大的侧滑角会导致与转弯方向相反的滚转力矩。

根据上述对气动数据的分析,该无人机固定翼模式的气动特性较差,侧滑角会使无人机产生较大滚转力矩。此时需要较大的副翼对其进行平衡,所以采用 4 片舵面差动的方式作为等效副翼来增强舵效,是为了分析副翼舵效是否足够抵消其侧滑角产生的滚转力矩,即分析副翼的舵效和其横侧向气动特性是否匹配。图 4 为不同侧滑角对应的配平副翼大小对比。

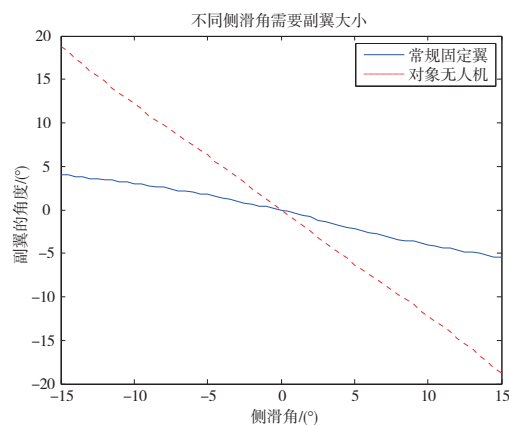


图 4 不同侧滑角所需配平副翼

从图 4 中发现,在相同侧滑角下对象无人机所需副翼大小是常规的 5 倍左右,说明当前副翼舵效相对侧滑产生的滚转力矩较小,例如当对象无人机在速度 42 m/s 下巡航,在遇到 8 m/s 的侧风时会产生 10°左右的侧滑角,根据图 4 曲线,此时需要 12°左右的副翼来对其进行平衡。

对象无人机在进行滚转控制的同时会产生侧滑角,此侧滑角引起的滚转力矩与期望滚转方向相反,所以副翼舵效相对侧滑产生的滚转力矩较小可能导致对象无人机对滚转通道的控制能力也较弱。

1.3 控制需求分析

根据上文的分析,对象无人机的气动布局以及构型与常规固定翼有较大区别,横侧向通道对

侧滑角较为敏感,导致对象无人机抗侧风能力较差且滚转通道难以控制。因此本文针对其横侧向通道进行研究,设计合适的横侧向控制律使其能够具有较好的抗侧风能力,并且对滚转通道有较好的控制能力。

2 滚转通道控制策略研究

2.1 基于阻尼内回路的滚转角回路设计

基于阻尼内回路的滚转角控制律的主控量为滚转角信号,其引入滚转角速率提高了系统阻尼,使滚转通道具有更高的稳定性。为了提高在扰动情况下滚转角控制的适应能力,引入积分环节为滚转角 PD 控制结构,其控制律如下:

$$\delta_a = K_a^{\omega_x} \omega_x + K_a^\gamma (\gamma - \gamma_c) + I_a^\gamma \int (\gamma - \gamma_c) dt \quad (1)$$

控制结构如图 5 所示。

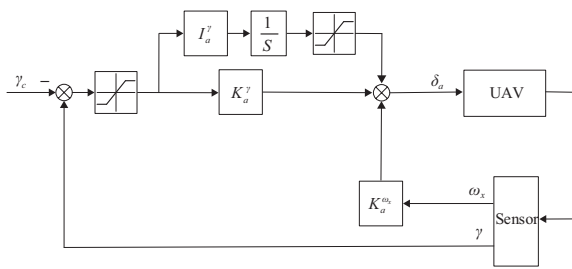


图 5 基于阻尼内回路的滚转角控制结构图

2.2 基于指令内回路的滚转角回路设计

基于指令内回路的滚转角控制律以滚转角速率控制为核心,对滚转角速率采用 PI 比例积分控制实现滚转角速率的准确跟踪,滚转角速率的指令值通过外环的滚转角偏差给定。整个控制律亦称作基于滚转角速率的滚转角控制。其控制律如下:

$$\begin{cases} \delta_a = K_a^{\omega_x} \omega_x + I_a^{\omega_x} \int (\omega_x - \omega_{xc}) dt \\ \omega_{xc} = K_{\omega_{xc}}^\gamma (\gamma_c - \gamma) \end{cases} \quad (2)$$

控制结构如图 6 所示。

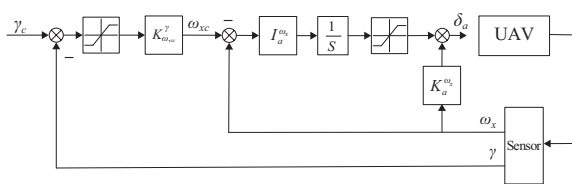


图 6 基于指令内回路的滚转角控制结构图

2.3 控制策略对比

在基于阻尼内回路的滚转角控制律中,滚转

角速率作为微分环节提高阻尼,其核心是依靠滚转角的 PI 比例积分控制保证精确性与快速性,本质上为滚转角与角速率构成的内外环并联结构。但由于其核心是滚转角的控制,遇到扰动时需要滚转角产生偏差进行出舵,对扰动的响应速度较慢^[17]。

与基于阻尼内回路的滚转角控制律不同,基于指令内回路的滚转角控制律采用的是滚转角与滚转角速率内外环的串联结构,核心是滚转角速率的控制。其在受到滚转力矩扰动后能够在扰动初期根据滚转角的偏差产生滚转角速率指令,做出控制律的调整,抑制滚转角偏差持续增大。因为滚转角速率的相频比滚转角超前 90°,所以通过角速率控制能够更快速地消除滚转角误差,对扰动的抵抗能力较强,鲁棒性较好^[18]。

对象无人机在飞行过程中如遇到侧风,侧滑角会产生突变导致机体立刻产生滚转力矩扰动,从而影响飞行安全。因此,根据上述分析最终选择基于指令内回路的滚转角控制律并进行参数设计和工程实现。

3 基于指令内回路的滚转通道控制律设计

基于指令内回路的滚转通道控制律为内外环串联结构,可从内到外依次进行设计。

3.1 滚转角速率控制回路

角速率控制回路是最内回路,其控制品质对横侧向滚转角控制和控制系统的稳定性都会产生很大影响,因此滚转角速率控制是横侧向控制中尤为重要的一环。

当前回路采用根轨迹法设计控制参数,从线性模型中提取副翼到滚转角速率的开环传递函数为

$$\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{12.527(s-0.00542)(s^2+0.08343s+0.5374)}{(s^2+2.833s+2.322)(s^2+0.2497s+1.082)} \quad (3)$$

绘制副翼到滚转角速率的开环根轨迹如图 7 所示。观察根轨迹可知,该回路能够改善荷兰滚模态阻尼,但其主要影响在滚转角速率的响应速度上,角速率 PI 结构在设计阶段通过添加补偿器 $K(s+a)/s$ 便可同时调节两个参数,结合根轨迹最终选定比例项增益 $K_a^{\omega_x}=0.4$,积分项增益 $I_a^{\omega_x}=1.2$ 。

3.2 滚转角控制回路

滚转角控制回路结构较为简单,其用于产生内回路的滚转角速率指令,作为外回路仅有一个

参数。结合图 8 中的根轨迹和图 9 的阶跃响应最终选定滚转角增益 $K_{\omega,xc}^y = 0.8$ 。

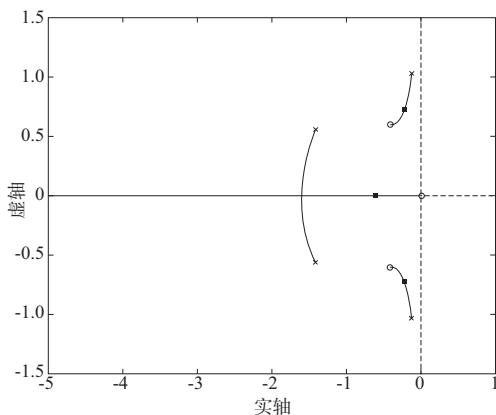


图 7 副翼到滚转角速率根轨迹

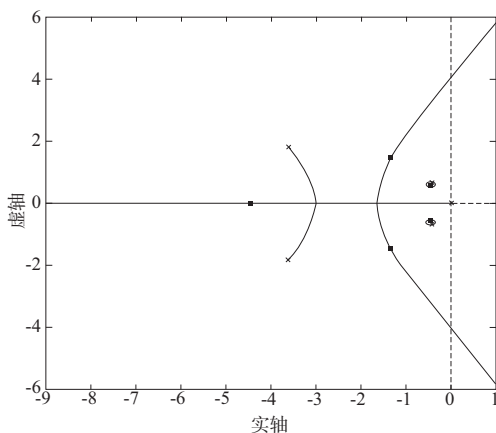


图 8 滚转角根轨迹

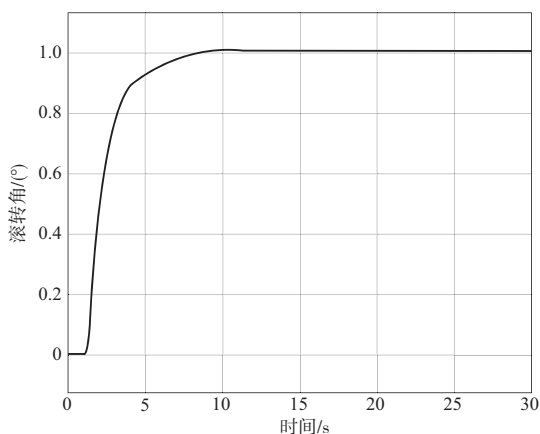


图 9 滚转角阶跃响应

3.3 仿真结果分析

根据上述设计结果,对抗侧风能力和滚转控制能力进行仿真验证,其结果如图 10 和图 11 所示。

从图 10 和图 11 的结果来看,在 8 m/s 的侧

风干扰下,由于对象无人机 Mx_beta 较大,侧滑角产生了较大的滚转力矩,使其最大滚转角达到了 8° ,副翼舵面角度达到了 13° ;在滚转角跟踪仿真中,由于在进行滚转控制时存在侧滑角,会产生反向的滚转力矩导致滚转通道控制较慢,但总体来看在对象无人机对侧滑角敏感的情况下,滚转通道控制效果较好,抗侧风能力适中。

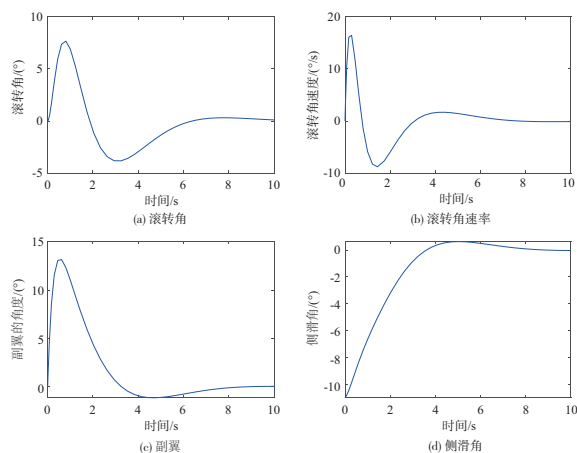


图 10 8 m/s 侧风扰动仿真曲线

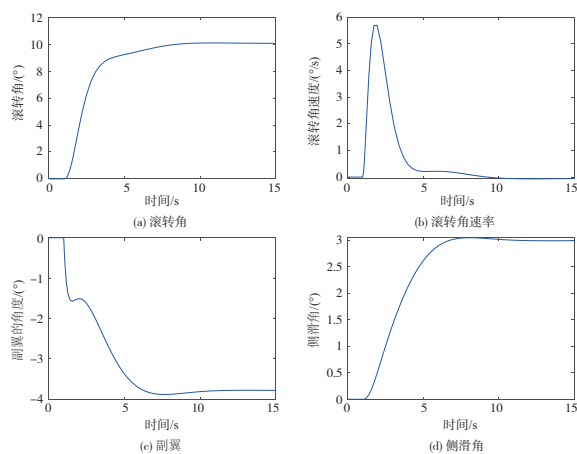


图 11 10° 滚转角指令响应曲线

4 滚转通道控制策略改进

根据上文的仿真结果和分析可知,对象无人机对侧风敏感的原因是自身横向静稳定性太强,即 Mx_beta 过大,而上文设计的控制律虽然能够在因侧滑产生的滚转力矩转变为滚转角速率时立刻出舵进行抑制,但抑制能力有限。根据上文分析,如果能够在开始产生侧滑时立刻出舵抑制滚转力矩,就能够在一定程度上加强无人机抵抗侧风干扰的能力。

4.1 副翼通道加入侧滑角前馈

在上文设计的基于指令内回路的滚转通道控

制律中加入侧滑角前馈量,能够实现产生侧滑立即出舵的效果,其控制律如下:

$$\begin{cases} \delta_a = K_a^{\omega_x} \omega_x + I_a^{\omega_x} \int (\omega_x - \omega_{xc}) dt - K_a^{\beta} \beta \\ \omega_{xc} = K_a^{\gamma} (\gamma_c - \gamma) \end{cases} \quad (4)$$

该控制律比上文指令内回路多了 $K_a^{\beta} \beta$ 项,即侧滑角前馈项,该通道为反馈加前馈控制结构,其中除了侧滑角前馈增益参数外其余参数与上文设计一致,而 K_a^{β} 参数的设计较为简单,该项的物理含义为产生 1° 侧滑角时副翼需要给出多大的舵面,而根据图 4 可知,对象无人机产生 1° 侧滑角大概需要 1.2° 的副翼来进行平衡。图 12 为不同 K_a^{β} 时对象无人机对 8 m/s 侧风的干扰仿真曲线。

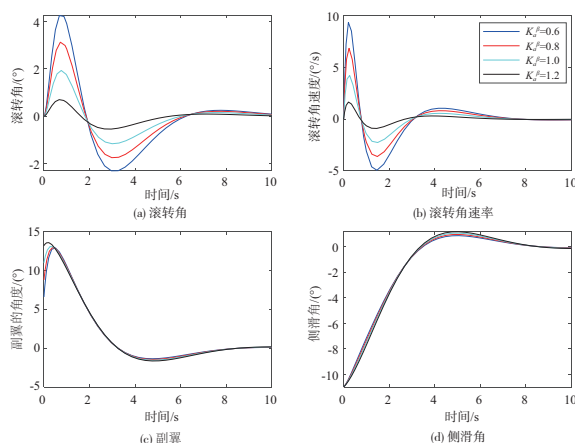


图 12 不同侧滑角增益时 8 m/s 侧风扰动仿真曲线

根据图 12 可知,当 K_a^{β} 越大对滚转角的抑制越好,但由于在实际飞行时,侧滑角传感器的置信度相比其他传感器较低,所以可适当减小该参数。从图 12 中可知,当 $K_a^{\beta} = 0.8$ 时就能够使滚转角达到 3° 左右,最大角速率能够抑制在 6° 左右,同时考虑到副翼控制通道还有其他部分组成,因此综合考虑选择 K_a^{β} 为 0.8 。

4.2 仿真验证对比

本节将对比加入侧滑角前馈的前、后抗侧风能力以及滚转角指令响应情况,结果如图 13 和图 14 所示。

上述标称曲线为第 3 节设计的控制律即未加入侧滑角前馈的基于指令内回路滚转控制通道仿真曲线。从对比结果来看,虽然改进后的控制效果对于滚转角指令跟踪效果并未有太大提升,但在加入侧滑角前馈后,副翼能够更快地对侧滑角作出响应,能够提前出舵对侧滑角引起的滚转力矩进行抑制,使对象无人机的抗侧风能力有了很大提升。

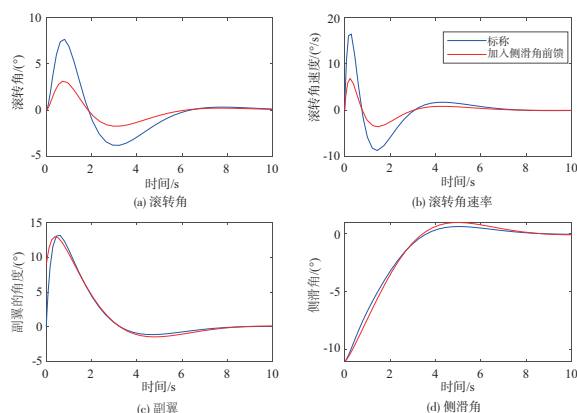


图 13 8 m/s 侧风扰动仿真曲线对比

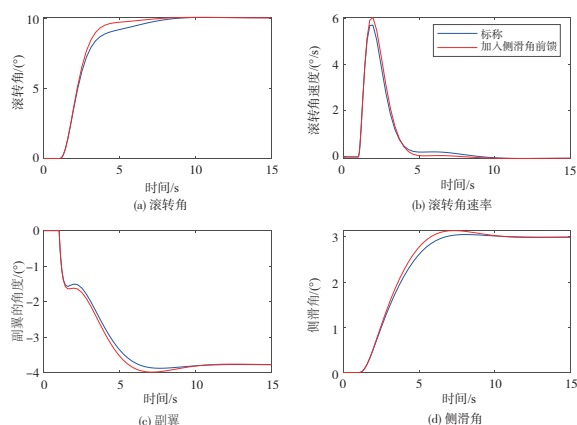


图 14 10° 滚转角指令响应曲线对比

5 结语

本文通过分析复合翼无人机的特性得到其对侧风很敏感,侧风会使无人机产生较大的滚转角速率和滚转角从而影响飞行安全。针对上述情况,本文选取基于指令内回路的滚转通道控制律为控制策略,从根轨迹和时域响应角度设计内外环参数,同时为了进一步提高无人机抗侧风干扰能力,从侧风对无人机的扰动原理出发,提出在指令内回路的基础上加入侧滑角前馈的控制策略,并且通过仿真验证了该策略能够有效提高对象无人机的抗侧风能力,说明此控制律具有较好的鲁棒性。

参考文献:

- [1] 王冠林,武哲. 垂直起降无人机总体方案分析及控制策略综合研究[J]. 飞机设计,2006,26(3):25-30.
- [2] 廖露. 无人机应急测绘泛谈[J]. 中国测绘,2016(4):69.
- [3] 王宇恒. 多旋翼无人机的发展历程及构型分析[J]. 科技传播,2019,11(22):142-144.
- [4] 王锋,吴江,周国庆,等. 多旋翼飞行器发展概况研

- 究[J]. 科技视界,2015(13):6-7.
- [5] 代君,管宇峰,任淑红. 多旋翼无人机研究现状与发展趋势探讨[J]. 赤峰学院学报(自然科学版),2016,32(16):22-24.
- [6] 张洪. eVTOL 飞行器的发展态势与应用场景综述[J]. 空运商务,2022(12):22-28.
- [7] 王科雷,周洲,马悦文,等. 垂直起降固定翼无人机技术发展及趋势分析[J]. 航空工程进展,2022,13(5):1-13.
- [8] 杨传广,马铁林,甘文彪,等. 垂直起降固定翼无人机技术特点浅析[C]//2017年(第三届)中国航空科学技术大会论文集(下册). 北京:中国航空学会,2017:56-61.
- [9] 高洪波,苏周,张兆海. 垂直起降固定翼无人机发展趋势分析[J]. 科技创新导报,2019,16(22):232-237.
- [10] 刘凯,叶赋晨. 垂直起降飞行器的发展动态和趋势分析[J]. 航空工程进展,2015,6(2):127-138,159.
- [11] KODERA K, MIWA M. Development of tailsitter VTOL using multicopter[J]. The Proceedings of Conference of Chugoku-Shikoku Branch,2019,57:1201.
- [12] 于进勇,王超. 垂直起降无人机技术发展现状与展望[J]. 飞航导弹,2017(5):37-42.
- [13] BELOEV I H. A review on current and emerging application possibilities for unmanned aerial vehicles[J]. Acta Technologica Agriculturae,2016,19(3):70-76.
- [14] JOHNSON W, YAMAUCHI G K, WATTS M E. NASA heavy lift rotorcraft systems investigation[J]. National Aeronautics and Space Administration Ames Research Center, Moffett Field, CA and Langley Research Center, Hampton, VA, 2005(1):3149.
- [15] PAW Y C. Synthesis and validation of flight control for UAV[D]. Twin Cities:University of Minnesota,2009.
- [16] 王子安,龚正,陈永亮,等. 复合翼无人机加速段纵向飞行特性分析与控制设计[J]. 航空动力学报,2019,34(10):2177-2190.
- [17] 王富贵. 小型高速无人机横侧向控制律设计与研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
- [18] 梁天,肖斯奇,施啸宇. 无人倾转旋翼机直升机模式纵向位置控制律设计[J]. 机械制造与自动化,2021,50(1):172-176.

收稿日期:2023-11-10

(上接第153页)

参考文献:

- [1] 杨一栋. 舰载机进场着舰规范评估[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [2] MIL-A-8860B. Airplane strength and rigidity, general specification[S].
- [3] MIL-A-8863C. Airplane strength and rigidity, ground loads for carrier-based aircraft[S].
- [4] 郑坤,张达. 舰载机阻拦着舰系统建模与仿真[J]. 机床与液压,2024,52(14):179-186.
- [5] 王陶,黄丹羽,陈国平,等. 拦阻着舰环境下的拦阻索索力识别方法研究[J]. 航空科学技术,2022,33(1):42-48.
- [6] 吴娟,符芳涌,肖勇. 重型飞机拦阻系统的仿真分析[J]. 系统仿真实报,2009,21(20):6643-6646.
- [7] 万晨. 舰载机拦阻装置刚柔耦合系统建模及动态特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2013.
- [8] 唐瑞琳,巩磊,王博. 飞机起落架动力学建模及地面运动仿真[J]. 科学技术与工程,2021,21(16):6889-6897.
- [9] 李双宝,张博. 航空轮胎着陆冲击动力学仿真与安全分析[J]. 中国民航大学学报,2024,42(2):58-64.
- [10] 王晨,马红亮,王维军,等. 基于工程应用的起落架动力学建模及仿真结果分析[J]. 空天技术,2024(4):62-75.
- [11] 张江华,陈建平,刘小飞,等. 舰载机拦阻着舰起落架动态响应分析[J]. 舰船科学技术,2022,44(16):45-49.
- [12] 王永庆,罗云宝,王奇涛,等. 面向机舰适配的舰载飞机起降特性分析[J]. 航空学报,2016,37(1):269-277.
- [13] PENG Y M, NIE Hong. Dynamics research of arresting hook bounce after touchdown and impacting with deck[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017,38(11):221-233.
- [14] NIE H, PENG Y M, WEI X H, et al. Overview of carrier-based aircraft arrested deck-landing dynamics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014,35(1):1-12.
- [15] 刘晶鑫,董辉立,马晓琛. 基于有限元柔性体理论的起落架落震仿真分析[J]. 机械设计与制造,2024(3):100-105,110.
- [16] 张晓晴,高华峰,张闰,等. 舰载机拦阻着舰机身动态响应仿真分析[J]. 华南理工大学学报(自然科学版),2018,46(6):8-15.
- [17] 高华峰,张晓晴,李志强,等. 基于 ADAMS 的舰载机拦阻着舰仿真分析[J]. 太原理工大学学报,2018,49(3):488-493.
- [18] 熊文强,张闰,张晓晴,等. 舰载无人机拦阻着舰中机身冲击响应分析[J]. 航空学报,2019,40(12):2228-2232.
- [19] 张浩成,刘晓明,李翀伦,等. 舰载飞机机体主传力结构拦阻冲击动力学试验与仿真分析[J]. 振动与冲击,2020,39(8):72-78,98.
- [20] 高宗战,孔卫宏,朱强,等. 拦阻过程中机身主结构动力学分析与试验研究[J]. 兵器装备工程学报,2024,45(10):199-205.
- [21] 吴扬,吴胜同,裴旭冬,等. 基于 Simcenter3D 的舱门刚柔耦合动力学仿真分析[J]. 机械制造与自动化,2021,50(5):129-131.

收稿日期:2024-02-23