

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2023.03.049

自旋翼无人机着陆段纵向控制策略研究

梁宇星,王震,黄一敏

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 211106)

摘要:自旋翼无人机是一种以旋翼自转提供升力、螺旋桨推力提供前进动力的旋翼类无人机。以某型自旋翼无人机为研究对象,针对其着陆过程中纵向通道强耦合的控制难点,开展着陆段纵向控制策略的研究。介绍对象旋翼机的机体构型,基于其飞行特性,设计桨盘控速、油门控高的方法,解决陡下滑段速度、高度通道的同步控制问题;设计下沉率反馈的闭环策略,解决浅下滑段姿态与速度的协调控制问题。通过仿真和飞行试验,验证所设计控制策略的合理性和可靠性。

关键词:自旋翼无人机;着陆控制;纵向控制策略

中图分类号:V249 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)03-0206-05

Research on Longitudinal Control Strategy of Unmanned Autogyro in Landing Section

LIANG Yuxing, WANG Zhen, HUANG Yimin

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

Abstract: Unmanned autogyro is a rotary wing UAV lifted by rotor rotation and forward-powered by propeller thrust. Taking a certain type of unmanned autogyro as the research object and aiming at the control difficulty of the strong coupling of the longitudinal channel during the landing process, makes a study on the longitudinal control strategy of the landing section. The body configuration of the target rotorcraft is introduced. Based on its flight characteristics, the method of speed control and high throttle control is designed to solve the problem of synchronous control of the speed and height channel in the steep sliding section; the closed-loop strategy of sink rate feedback is designed to solve the problem of coordinated control of attitude and speed in the shallow sliding section. Simulation and flight tests verify the rationality and reliability of the designed control strategy.

Keywords: unmanned autogyro; landing control; longitudinal position control law

0 引言

自旋翼无人机(简称为自旋翼机)是一种旋翼类无人机,其主要升力面为无动力自转旋翼^[1-2]。自旋翼无人机主要由跷跷板式旋翼、机身、方向舵、推力系统以及起落架组成,从其构型来看,像是一种介于直升机和固定翼飞机之间的飞行器^[3]。从起飞方式来看,需要使无动力旋翼具备一定的初始转速,然后进行加速滑跑,待旋翼转速增加产生足够的升力方能起飞离地。此外,自旋翼机不能够悬停,因为其旋翼不同于直升机的驱转旋翼,而是依靠前向飞行过程中的相对来流吹动旋翼旋转从而产生升力的。因此必须要有足够的前向速度才能维持旋翼自转,由于其自转特性,旋翼传到机身的转矩很小,不需要额外的转矩平衡机构^[4]。自旋翼无人机结构简单,维护成本低,且具有短距起降的优势,因此其整体的性价比很高^[5]。

飞行器无人化是当前时代研究的热门,越来越多的民企和高校加入到了无人机的研究行列^[6-7],传统无人机纵向控制策略主要包括俯仰角、高度和速度的控制,其中高度常用升降舵来控制,通过操纵飞机抬头或低头完成爬升和下滑任务,响应速度较快,如果采用油门控制高度,需要

先改变飞行速度,存在明显的滞后性,因此一般使用升降舵控制高度。油门操纵量能够明显改变前进推力,对速度有较高的控制精度,因此采用油门控制速度。简而言之,传统无人机基本采用升降舵控高、油门控速的飞行控制策略^[8]。

将上述控制机理应用在自旋翼无人机上,即采用油门控制速度、桨盘纵向倾角控制高度的控制策略在着陆飞行过程中存在一定的不足。自旋翼无人机桨盘纵向倾角对速度和高度相较于油门都有更为强烈的响应程度,按照传统无人机的控制策略,在速度和高度耦合的情况下,无法保证速度控制的优先级,会造成速度的震荡,严重危及飞行安全,传统无人机的纵向控制策略已不再适用于自旋翼无人机的控制。因此,本文提出新的改进思路来改善自旋翼无人机的纵向控制效果。此外,浅下滑段是飞行状态一直处于变化的阶段,如何安全、有效地解决下滑状态到触地状态的过渡是控制的难点。

本文主要论述自旋翼无人机一种新的着陆控制思路,提出陡下滑段桨盘控速、油门控高的同步控制策略,同时设计了浅下滑段闭环控制策略;基于下沉率反馈的控制能够有效地完成飞行状态的过渡,保障飞行安全,相比于传统无人机的控制策略,拥有更好的控制效果;最后进行了新控制策略的鲁棒性测试,表明了该控制策略的优越性。

第一作者简介:梁宇星(1996—),男,山西忻州人,硕士研究生,研究方向为先进飞行控制技术。

1 问题描述

1.1 研究对象描述

自旋翼无人机包括4个操纵舵面,分别为桨盘俯仰操纵、桨盘滚转操纵量、方向舵以及发动机油门开度。机载无动力旋翼在起飞前由发动机带动预旋,使其具有一定的初始转速。自旋翼机的入流角度不同于直升机,是从桨盘下方流入的,因此,桨盘基本处于上仰状态,旋翼依靠在前进过程中来流吹风自转并提供主要的升力,旋翼机的飞行姿态也需要通过桨盘纵向倾角来控制^[9]。

本文所研究的对象无人机采用常规的气动布局,机体构造如图1所示,其总质量500 kg,设计飞行速度30 m/s。

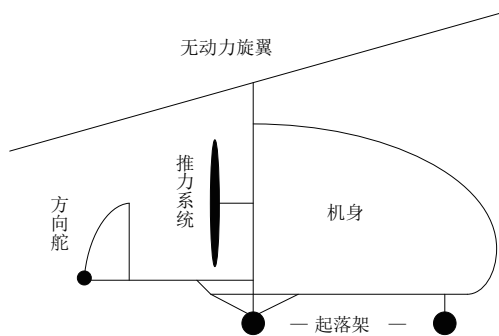


图1 对象自旋翼无人机机体构型

1.2 着陆过程描述

为方便程序设计,参考有人自旋翼机的着陆过程以及传统固定翼无人机的着陆方案,简化着陆过程,将自旋翼无人机的着陆过程分为5个阶段,每个阶段完成相应的控制目标,相互配合完成整个着陆过程。具体分为进场平飞段、轨迹捕获段、陡下滑段、浅下滑段以及地面滑行段,着陆过程纵向剖面示意图如图2所示。

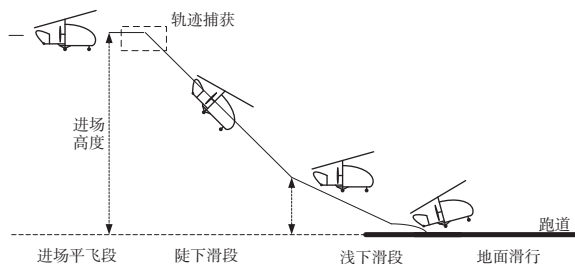


图2 着陆过程纵向剖面示意图

1) 进场平飞段

进场平飞段的主要控制目标是使自旋翼无人机能够有足够的时间稳定其飞行速度和高度,进而为下滑过程提供稳定的初始状态。

2) 轨迹捕获段

轨迹捕获段是平飞段与下滑段的交接段,主要完成平飞模态到下滑模态的切换,包括配平油门以及配平姿态的

切换。

3) 陡下滑段

陡下滑阶段的主要控制目标是使自旋翼无人机精确跟踪预设轨迹线,完成高度的下降,引导无人机至机场跑道上方,同时为浅下滑段提供稳定的初始状态。

4) 浅下滑段

浅下滑阶段的主要控制目标是保证无人机着陆安全,使无人机保持合适的姿态角、下沉率、速度等安全触地。该阶段是着陆过程中最关键的一步,决定着着陆的成败。

5) 地面滑行段

地面滑行段的主要控制目标是通过桨盘配合完成减速,同时要避免因桨盘角太大造成二次拉起,待速度较低时制动刹车,完成着陆。

1.3 着陆控制难点分析

自旋翼无人机由于其独特的气动构型带来新的着陆控制难点,传统的着陆控制方案不太适用,其着陆控制难点主要有以下几个问题。

1) 纵向通道耦合问题。对象旋翼机以无动力桨盘作为主要升力面,且姿态也需要桨盘去调整,因此俯仰角的变化会引起桨盘迎角的变化,而迎角的变化将带来阻力的突变,导致速度对俯仰角较敏感,此外桨盘迎角的变化也会引起旋翼拉力的改变,导致高度的变化。桨盘纵向倾角对速度和高度通道的影响均高于油门开度的影响,因此着陆下滑过程中,存在着纵向通道耦合的问题。

2) 滑流问题。对象无人机的方向舵与螺旋桨发动机距离较近,发动机在工作过程中,其不稳定的轴向滑流对方向舵的影响较大,会产生附加的横侧向干扰力和力矩,为避免滑流的影响,通常采取定油门下滑的控制策略,这样纵向操纵量只剩下桨盘纵向倾角,进一步增加了纵向控制的难度。

2 特性分析

本文采用分部件建模的思路来建立对象旋翼机模型,其中无动力旋翼模型由Rotorlib软件建立。Rotorlib是德国RTDynamics公司开发的旋翼类飞行器建模软件,其提供叶素理论计算旋翼气动力,置信度高且简单易用,其余部件采用传统的数学建模方法建立,最后将各部件产生的气动力集成到6自由度刚体模型中,建立起对象旋翼机的非线性数学模型,并获取该模型平飞配平状态下的线性化模型,从而用于飞行特性的分析。

2.1 操纵特性分析

为分析操纵特性,可以先分析对象旋翼机的输入-输出特性,从前文得到的线性模型中分别提取纵向操纵输入通道对应主要纵向状态量的传递函数进行频率响应研究,可得到频域响应结果如图3所示。

从频域响应来看,油门开度在低频段对4个纵向变量有一定的增益,但普遍较桨盘纵向倾角低,油门通道较桨盘纵向通道响应缓慢,跟踪性能差。

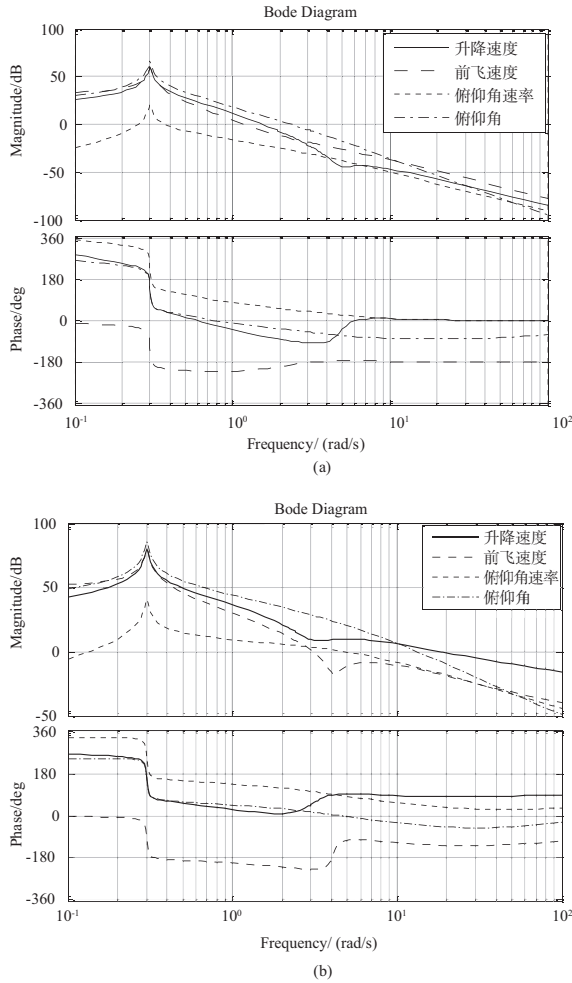


图3 纵向频率响应图

2.2 状态耦合特性分析

针对状态耦合特性可以分析各纵向状态变量的相互影响,将获取的线性模型作为分析对象,分别提取俯仰角对其他纵向状态量的传递函数,从频域角度进行分析,得到其频率响应结果如图4所示。

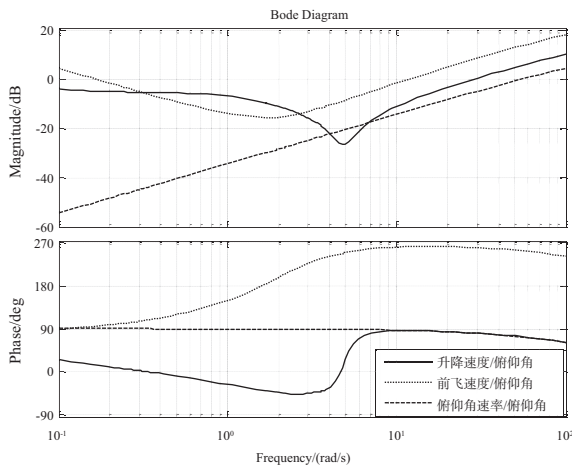


图4 俯仰角对其他状态量的频率响应

从频率响应图中可以看出,升降速度、前飞速度、俯仰

角之间均存在强耦合,俯仰角对升降速度和前向速度影响较大,尤其是给定俯仰角斜坡信号时,自旋翼机前向速度与升降速度之间存在特定的关系。

机理分析:直接操纵桨盘俯仰倾角会改变旋翼面与机体间的夹角,进而改变来流的入流角度。当入流角度增大时,一方面会使旋翼升力增加,同时改变旋翼拉力在飞行速度方向的分量,使得飞行阻力增加,从而减小飞行速度;另一方面,俯仰角增加会减小旋翼拉力在竖直方向上的分量。因此合适的制导策略可以使旋翼机在竖直方向上的分力动态稳定,从而升降速度可以趋于稳定,而前向速度逐渐减小。

3 陡下滑段控制策略

陡下滑段是着陆过程中耗时最长的阶段,实现了飞行器高度的下降,为保证飞行安全以及保障任务需求,需要对对象旋翼机速度和高度进行同步控制,以实现预设轨迹的精确跟踪。

自旋翼无人机独特的气动构型,使得桨盘纵向倾角相对于速度和高度影响均大大高于油门的影响,而速度对于保证自旋翼无人机的稳定性至关重要,因此不同于固定翼无人机的控制策略,自旋翼无人机采用桨盘控速、油门控高的思路来保障速度控制的优先级。

1) 速度控制

桨盘纵向倾角主要是对无人机俯仰姿态的调整,而俯仰姿态会改变旋翼拉力在速度上的分量,改变飞行阻力,从而影响飞行速度。因此速度控制保持俯仰角内回路控制,将速度偏差作为俯仰角的前馈指令作为外环速度控制,且为提高速度控制的稳态精度,采用速度的PI控制。陡下滑段速度控制律如下:

$$\begin{cases} \delta_c = \delta_c^{trim} + K_c^\vartheta (\vartheta - \vartheta_c) + K_c^{\omega_z} \omega_z \\ \vartheta_c = K_\vartheta^V \Delta V + K_\vartheta^{IV} \int \Delta V dt \end{cases} \quad (1)$$

式中: δ_c 与 δ_c^{trim} 分别表示桨盘纵向倾角及其配平值; ϑ 与 ϑ_c 分别表示俯仰角及其指令; ω_z 为俯仰角速率; ΔV 表示速度偏差; K_c^ϑ 、 $K_c^{\omega_z}$ 、 K_ϑ^V 及 K_ϑ^{IV} 表示对应控制系数。

2) 高度控制

由于速度控制的优先级较高,因此只能通过油门来完成高度通道的控制,通过油门开度去改变无人机的推力,从而改变无人机的前飞速度,进而改变升力影响无人机的飞行高度,同时由于速度控制的参与,可以实现速度的快速收敛,两者相互配合,通过调整飞行姿态,来完成高度通道的控制。由此可知,高度控制会存在明显的滞后性,因此高度控制周期较长,需引入下沉率提高系统阻尼,减小高度震荡。陡下滑段高度控制律如下:

$$\delta_T = \delta_T^{trim} + K_T^{\Delta H} \Delta H + K_T^{\dot{H}} (\dot{H} - \dot{H}_c) + K_T^{\Delta H} \int \Delta H dt \quad (2)$$

式中: δ_T 与 δ_T^{trim} 分别表示油门开度及其配平值; ΔH 表示轨迹高度偏差; \dot{H} 与 \dot{H}_c 分别表示下沉率及其指令; $K_T^{\Delta H}$ 、 $K_T^{\dot{H}}$ 及 $K_T^{\Delta H}$ 表示对应控制系数。

综上所述,自旋翼无人机着陆陡下滑段纵向控制结构如图5所示。

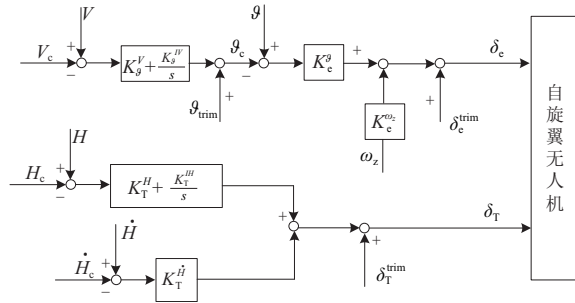


图5 陡下滑段纵向控制结构图

4 浅下滑段控制策略

浅下滑段是飞行器触地之前的最后一个环节,主要解决无人机着陆的安全性问题,保证无人机以合适的姿态和速度降落在跑道上,使无人机安全地停在跑道上。

浅下滑段控制目标为拉起无人机俯仰姿态,适当减小飞行速度以及合适的接地下沉率,其次保证触地精度。触地俯仰角应大于其停机角,保证主轮先触地,防止因前轮触地折断起落架引起机体侧翻。飞行速度会影响无人机对航向的控制能力,速度太低会减弱抗横向干扰的能力。触地下沉率应在起落架抗震范围内,防止起落架损坏。

对于自旋翼无人机来说,纵向状态量对油门通道的响应缓慢,跟踪性能差,无论控制速度还是控制高度,都存在明显的滞后性,由于浅下滑时间较短,要求控制能够迅速响应,因此油门在浅下滑段的控制能力较弱。其次,发动机的滑流问题会带来横侧向的干扰。综上所述,浅下滑段油门开度固定为陡下滑段末端状态,因此纵向通道仅有桨盘纵向倾角一个操纵量,需要同步解决速度、下沉率、姿态三者的协调控制问题。为实现浅下滑段的控制目标,将该阶段分为两个过程,明确桨盘倾角在各个步骤的优先控制量。

1) 减速下沉段

该阶段优先保证无人机以合适的下沉率匀速下降,同时保证速度逐渐减慢,次要解决姿态拉起的问题,因此需要根据下沉率反馈缓慢拉起俯仰角,从而保证拉起过程中升力的增加与竖直方向上升力分量的减少处于动态平衡状态中,竖直方向上升力始终等于重力,使得无人机匀速下降。

俯仰角回路增加俯仰角积分来提高系统的型别,精确跟踪俯仰角前馈指令。浅下滑减速下沉段控制律如下:

$$\begin{cases} \delta_c = \delta_c^{trim} + K_e^\theta(\vartheta - \vartheta_c) + K_e^{\omega_z}\omega_z + K_e^{I\theta} \int (\vartheta - \vartheta_c) dt \\ \vartheta_c = f(H) + K_g^H(\dot{H} - \dot{H}_c) \end{cases} \quad (3)$$

式中 $f(H)$ 为基于高度的线性函数,根据当前对地高度给定俯仰角控制指令,其表达式为

$$f(H) = \vartheta_{c1} + K_g^H H \quad (4)$$

2) 姿态拉起段

该阶段优先保证着陆姿态,保证着陆的安全性。因此,将该段的决策高度设为2m,由于速度减小以及高度较低,桨盘倾角对速度和下沉率的影响都较小,但可以迅速改变无人机姿态角。浅下滑段姿态拉起段纵向控制律如下:

$$\begin{cases} \delta_c = K_e^\theta(\vartheta - \vartheta_c) + K_e^{\omega_z}\omega_z + K_e^{I\theta} \int (\vartheta - \vartheta_c) dt + \delta_c^{trim} \\ \vartheta_c = \vartheta_{c2} \end{cases} \quad (5)$$

当飞行高度降为2m时,不再由高度解算俯仰角指令,而是给定为期望的姿态角,使得姿态可以迅速拉起,保证着陆安全,此外,由于高度较低,无人机很快触地,使得对速度和下沉率的影响比较小。

5 仿真验证

前文已介绍了对象旋翼机非线性数学模型的建立过程,但由于模型与实际飞机会存在一定的偏差,因此基于数学模型设计的控制律在飞行试验中必须考虑模型误差带来的不确定性影响。为了评估所设计控制策略的鲁棒性,本文的鲁棒性仿真验证将基于质量数据误差、参数不确定性以及风干扰展开。

无人机在飞行过程中随着燃油的消耗,其质量和质心位置也会随之变化,因此着陆阶段需要考虑质量和质心偏差的影响,需要适应质量偏差 $\pm 15\text{kg}$,质心(Ox_b 轴)偏差 $\pm 3\text{cm}$;气动系数会影响无人机所受的气动力和力矩,对飞行状态有较大的影响,考虑到本文采用CFD计算得到气动数据,与实际存在一定的误差,因此需考虑参数不确定性,具体包括油门推力偏差 $\pm 10\%$ 、旋翼拉力 $\pm 10\%$ 以及桨盘纵向倾角 $\pm 2^\circ$;考虑对象无人机的实际使用场景,选择I级紊流风和 $\pm 3\text{m/s}$ 的常值风作为验证无人机抗风能力的条件。综上所述,本节实验所需考虑的干扰因素如表1所示。

表1 着陆仿真试验干扰因素统计表

类别	干扰因素						
	质量数据误差		参数不确定性			风干扰	
	质量偏差/kg	质心偏差/cm	推力/%	旋翼拉力/%	桨盘纵向倾角/($^\circ$)	顺逆风/(m/s)	紊流风/(m/s)
干扰因素范围	± 15	± 3	± 10	± 10	± 2	± 3	I级(2~5)
干扰因素间隔	10	3	10	10	2	2	—

根据表 1,在着陆过程中注入各组干扰因素后,仿真实验结果如图 6 所示。

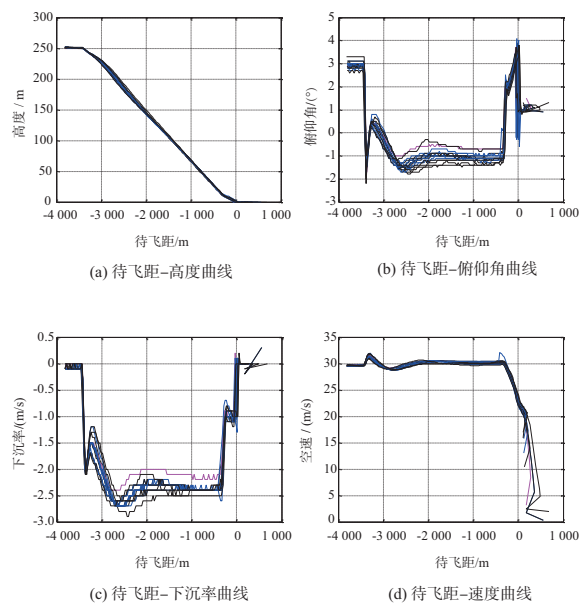


图 6 仿真实验结果

由仿真结果可知,各干扰测试下飞行状态聚合度较高,陡下滑段可以实现轨迹线的精确跟踪,在进入浅下滑段之前能够提供一个稳定一致的初始条件,浅下滑段在各种干扰下都能够保证姿态安全。表 2 对所有干扰因素的仿真结果进行了统计,各项指标均在安全范围内,表明所设计的着陆控制策略具有一定的可靠性与鲁棒性,满足设计需求。

表 2 仿真试验纵向状态统计结果

触地姿态/ $^{\circ}$	触地速度/ (m/s)	触地下沉率/ (m/s)	触地偏差/ m
3.5~5.2	18.5~23.1	-1.5~-0.8	-80~80

6 结语

本文针对自旋翼无人机着陆段的控制难点,将着陆过程分为 5 个阶段,并对其中最为关键的两个步骤进行了控制策略设计,综合仿真试验结果表明:

1) 陡下滑段桨盘控速、油门控高的控制策略能够较为精确地跟踪预设轨迹线,解决了纵向通道耦合严重的问题;

2) 浅下滑段提出的基于下沉率反馈的末端俯仰角积分闭环控制策略能够在保证安全着陆的前提下,提高无人机的着陆精度;

3) 本文所设计的着陆段纵向控制策略能够很好地解决自旋翼无人机着陆段的控制难点,为今后研究高精度的着陆控制提供了新的思路。

参考文献:

- [1] 李鹏程. 无人自旋翼机自动着陆控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- [2] 马晨茗. 无人自旋翼机飞行控制系统的研究与仿真[D]. 哈尔滨: 东北农业大学, 2018.
- [3] CAI Z H, LIU N J, ZHAO J, et al. Control and dynamics analysis for miniature autogyro and compound autogyro[J]. Science China Information Sciences, 2018, 62(1): 1-3.
- [4] 王俊超, 李建波. 机翼对自旋翼机纵向稳定性的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 151-160.
- [5] 程晓倩. 无人自旋翼机建模与控制技术研究[D]. 厦门: 厦门大学, 2017.
- [6] HOUSTON S S. Validation of a rotorcraft mathematical model for autogyro simulation[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(3): 403-409.
- [7] 郝春杰. 无人驾驶自旋翼机控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [8] CAI G W, CHEN B M, LEE T H. Unmanned rotorcraft systems[M]. London: Springer London, 2011.
- [9] MCCORMICK B. A numerical analysis of autogyro performance[C]//2002 Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit. Williamsburg, Virginia. Reston, Virginia: AIAA, 2002: 5950.

收稿日期: 2021-12-01