DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2021.01.044

无人倾转旋翼机直升机模式纵向位置控制律设计

梁天,肖斯奇,施啸宇

(南京航空航天大学自动化学院,江苏南京 210016)

摘 要:针对无人倾转旋翼机直升机模式,进行机理建模并分析模态特性,提出3种位置控制 律策略并进行对比分析,选择采用基于地速的高精度位置控制策略。结合物理概念从根轨迹 和时域阶跃响应进行内外环参数的详细设计,并通过非线性仿真验证控制律的鲁棒性,完成纵 向位置控制律设计。

关键词:直升机模式;纵向位置控制律;地速控制 中图分类号:V412.4 文献标志码:B 文章编号:1671-5276(2021)01-0172-05

Longitudinal Position Control Law Design for Helicopter Mode of an Unmanned Tilt-rotor

LIANG Tian, XIAO Siqi, SHI Xiaoyu

(College of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: According to the helicopter mode of an unmanned tilt-rotor, a model based on mechanism modeling was established along with the analysis on its characteristics. Three strategies of position control law were put forward and compared. High precision position control based on ground speed was chosen in the first place. Then, with the physical concept being combined, the internal and external loop parameters were designed in detail from the root locus and time domain step response. The robustness of the control law was verified through nonlinear simulation to complete the designing of longitudinal position control law.

Keywords: helicopter mode; longitudinal position control law; ground speed control

0 引言

倾转旋翼机能够像直升机一样垂直起降与悬停,也能 像固定翼飞机一样高速巡航,兼具直升机和固定翼的优 点,与常规直升机相比,其飞行速度、航程都大幅增加;与 固定翼飞机相比,无需长跑道,起降适应性强,其飞行包线 涵盖了直升机和固定翼的范围。因为其优异的性能和良 好的经济性,无论是在军用还是民用领域都具有广阔的发 展空间。随着飞行控制技术的研究发展,无人倾转旋翼机 也开始进入快速发展阶段^[1]。

倾转旋翼机旋翼短舱与机体垂直时定义为直升机模 式,直升机模式是无人倾转旋翼机飞行阶段不可或缺的一 环,也是显著区别于固定翼飞机的特点。在起降、悬停或 低速飞行时,其整机的升力、操纵力/力矩均来自位于左右 机翼末端的两副旋翼,针对此模式的控制律设计具有工程 上的实用价值。

目前,对于无人倾转旋翼机控制方案的研究关注度均 集中在倾转过渡段,对于直升机模式的控制问题鲜有深入 研究,而直升机模式的控制决定其起降性能。因此本文将 通过分析直升机模式纵向特性,研究纵向位置控制律的控 制策略,优化纵向位置控制律,并结合实时仿真验证控制 律设计的鲁棒性。

1 建模与对象特性分析

1.1 建模

本文沿用实验室目前在旋翼类飞行器中所获得的技术积累,使用专业旋翼类飞机建模软件 RotorLib,采用机理法进行建模。根据直升机空气动力学原理和机械运动原理,构建直升机模式的运动方程,描述其运动机理。利用动量理论和叶素理论计算旋翼气动力,并综合考虑了旋翼高阶运动特性和气动部件之间的干扰,对影响旋翼建模动力学特性的因素进行相对全面的处理。其建模结果目前已经历数个型号机型的试飞,具有较高的置信度^[2-3]。

本文所采用的对象无人倾转旋翼机模型用欧美坐标 系下的悬停状态数学模型形式为:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}} = A\boldsymbol{x} + B\boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{y} = C\boldsymbol{x} \end{cases}$$
(1)

其中:状态向量 $x = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \varphi \ \theta \ \psi]^{\mathsf{T}}$,式 中字符分别表示前向速度、右向速度、垂向速度、滚转角速 率、俯仰角速率、偏航角速率、滚转角、俯仰角和航向角;控 制向量 $u = [\delta_e \ \delta_a \ \delta_e \ \delta_r]^{\mathsf{T}}$,其中字符分别表示总距、总 距差动、纵向周期变距、纵向周期变距差动。

第一作者简介:梁天(1995—),男,山西临汾人,硕士研究生,研究方向为先进飞行控制技术。

・电气与自动化・

1.2 纵向模态分析

表1为直升机模式纵向特征根。

表 1 直升机模式纵向特征根

运动模态	特征根	阻尼比	频率/(rad/s)	时间常数/s
俯仰阻尼模态	-0.894	1.0	0.894	1.12
速度震荡模态	$0.363 \pm 0.727 i$	-0.447	0.813	_

俯仰阻尼模态物理解释为,若受扰动后做俯仰运动, 俯仰角和旋翼迎角发生变化,然而旋翼具有较大的气动阻 尼以及气动上机翼和平尾提供额外的俯仰阻尼使得俯仰 角的变化快速衰减。

前向速度振荡模态主要描述了纵向速度和旋翼迎角 的变化关系。比如当倾转旋翼机悬停时受到扰动产生前 向速度,旋翼会由于相对气流发生后倒,整个旋翼产生向 后上方的力。该力的水平分量使直升机前向加速度减小 直至为0,而此时直升机前向速度达到最大值,旋翼相对 气流速度也达到最大。因此旋翼继续后倒,此时旋翼产生 升力的水平分量使直升机产生向后的加速度直至前向速 度过零点之后反向,由于对象倾转旋翼机不稳定,因此反 向最大速度会大于前向速度。以上的过程周而复始,最终 发散,并且此模态耦合俯仰角和高度通道。可得出结论, 对象无人倾转旋翼机纵向稳定性^[4-5]。

观察纵向周期变距到角速率的开环频域响应(图1), 低频段较小幅值增益反映出姿态跟踪能力弱,稳态控制精 度低等,难以实现精确跟踪控制。因此可以预测在低频输 入下响应特性差,抗干扰能力弱。频率响应特性的分析为 控制律设计提供了理论依据。



1.3 控制需求分析

纵向位置控制的主要任务是控制无人倾转旋翼机的 纵向空间位置,是直升机模式所特有的控制要求,ADS-33 直升机飞行品质规范中对位置控制精度也有明确的规 定^[6]。在纵向通道上要保持纵向位置不变或者小速度 前飞/后飞。按照两种要求将纵向分为保持状态和跟踪状 态。保持状态的控制任务是保持纵向位置不变,跟踪状态 的控制任务是实现无人直升机空间位置的小速度移动。

从纵向通道本身特性来看,存在俯仰阻尼模态和速度

震荡模态,但是为确保位置响应的平稳性,位置回路阻尼 比需要≥1.0。其次,需要具有较强的适应能力,才能够满 足在不同环境下例如风扰动和信号干扰等情况下的控制 性能要求。

2 纵向位置控制策略研究

2.1 基于姿态角阻尼内回路的位置控制

姿态阻尼内回路位置控制是使用增稳回路来提高系统稳定性,不进行姿态角跟踪控制。外回路采用位置保持与跟踪控制回路,为 PID 控制器,并且外回路被控量不产生姿态指令,直接输出到舵面进行控制^[7]。控制律为

$$\delta_{e} = \delta_{\text{etrim}} + K_{\theta} \cdot (\theta - \theta_{\text{trim}}) + K_{q} \cdot q - \delta_{\text{trim}}$$

$$K_{V_x}(V_x - V_{x_g}) - K_x(x - x_g) - I_x \int (x - x_g) dt \quad (2)$$

基于姿态角阻尼内回路位置控制对应的控制结构如 图 2 所示。





2.2 基于姿态角指令内回路的位置控制

姿态角指令内回路将位置回路产生的控制量转换为 姿态角指令,通过内回路的姿态精确控制间接实现位置控 制。此控制结构对姿态角内回路的控制精度的要求较高, 因此需要引入姿态角积分量来保证控制精度。控制律为:

$$\begin{cases} \delta_e = \delta_{\text{etrim}} + K_\theta \cdot (\theta - \theta_g) + I_\theta \int (\theta - \theta_g) \, dt + K_q \cdot q \\ \theta_g = -K_x (x - x_g) - I_x \int (x - x_g) \, dt - K_{V_x} (V_x - V_{x_g}) \end{cases}$$
(3)

基于姿态角指令内回路的位置控制对应的控制结构 如图 3 所示。



2.3 基于地速的高精度位置控制律

相比于姿态角指令,内回路的位置控制是通过内回路 的姿态精确控制间接实现位置控制。基于地速的高精度位 置控制律是通过地速的精确控制间接实现位置控制。内回 路采用姿态增稳回路,提高姿态回路稳定性;外回路为地速 控制回路,采用 PI 控制器实现地速保持与跟踪控制。

$$\begin{cases} \delta_e = \delta_{\text{etrim}} + K_\theta \Delta \theta + K_q q - K_{V_x} (V_x - V_{x_g}) - I_{V_x} \int (V_x - V_{x_g}) \\ V_{x_g} = K_x (x - x_g) \end{cases}$$
(4)

基于地速的高精度位置控制对应的控制结构如图4所示。



图 4 基于地速高精度位置控制结构图

2.4 控制策略对比

首先基于姿态角阻尼内回路的位置控制避开无人倾转 旋翼机姿态难准确跟踪的问题,工程实现较为简单,且姿态 响应比较平缓,在此方面有利于降低机身震动。但是需要通 过位置偏差建立新的配平舵面,其抗扰动能力较差。

基于姿态角指令内回路的位置控制因为通过姿态环 建立配平状态,所以抗扰动能力较强,但是姿态控制难度 大,工程实现较困难,且和姿态角阻尼内回路相反,姿态波 动较大,容易加剧机体震动。

基于地速控制的位置控制姿态响应平缓,因为是通过 地速控制来间接控制位置,精度更高,且抗风性更强。除 此之外,在不接入位置环的情况下,地速控制还可以实现 相对位置的悬停功能。

根据以上分析最终选择基于地速控制的位置控制律 并进行参数设计和工程实现。

3 基于地速的高精度位置控制律设计

基于地速的高精度位置控制律内回路采用姿态增稳 回路,外回路由两部分组成:地速控制回路和位置控制回路。可从内由外进行设计。

3.1 姿态增稳内回路

采用角速率和姿态角的姿态增稳内回路,回避了倾转 旋翼机直升机模式悬停时姿态控制的难点。由于不需要 进行精确控制,姿态内回路不需要加入积分项,仅采用比 例和微分两项进行增稳,即可满足姿态增稳的要求。俯仰 角速率的反馈能够快速抑制纵向短周期的俯仰角速率振 荡,提高纵向短周期角运动阻尼;俯仰角信号也以并联形 式接入增稳回路,用于弥补对象倾转旋翼机俯仰运动静稳 定性的不足,改善纵向长周期响应的阻尼比。

倾转旋翼机纵向的动力学方程为

 $m(a_x - V_y q + V_z r) + mg \sin\theta = T \sin\theta$ (5) $mg s f a_x f a E therefore a_x f a E therefore a_x f a E therefore a_y f a E th$ 从而可以认为俯仰角是速度的加速度项。阻尼内回路选择的俯仰角系数越大,对地速控制来讲,阻尼越强,即抗干扰能力越强。但是过大的系数会导致出舵量较大,所以需综合考虑后选取参数。

从力方面考虑,如图 5 所示,除纵向周期变距改变引起的前向力, $\Delta \theta$ 会让拉力在水平面产生前向分力 $T\sin\Delta \theta$,此分力会产生前向加速度 a_x ,俯仰角引起的前向加速度会引起前向速度的增加,从而使地速的响应加快。



图 5 改变俯仰角引起的力变化示意图

从图 6 可以看出,当内环接入俯仰角阻尼内回路后, 比较原始纵向周期变距到纵向速度的开环频域响应,相位 出现明显的超前调整,证明接入俯仰角阻尼内回路后,前 向速度的响应变快,改善了地速回路的频域特性^[8]。



图 6 接入俯仰角前后的速度频域响应对比

如图 7 所示,接入俯仰角后的根轨迹曲线,最终设计 阻尼内回路参数 K_a 的值为 0.2, K_{θ} 的值为 0.35。



・电气与自动化・

3.2 地速控制回路

地速控制回路为地速偏差的 PI 控制,并且外回路对 位置的控制实际上也是间接通过地速的指令值来进行准 确控制的。所以在整个位置控制中,地速回路为绝对的 核心。

地速回路的积分项设计,需要着重从整个地速回路的 抗干扰能力来进行设计,在此基础上考虑整个地速通道的 快速性和稳定性。

从图 8 的地速回路根轨迹来看,包含姿态增稳后的系统长周期稳定,在调参过程中可以发现,纵向速度积分增益越大,阶跃响应上升时间越短,系统响应越快。但过大的积分增益同时导致系统的动态响应性能变差,速度振荡变大,需要加大比例增益抑制振荡,整个响应的调节时间变长。减小积分增益可以改善纵向速度响应的振荡,但同时其响应速度也变慢,上升时间变长,系统跟踪能力弱,综合考虑系统调节时间和超调振荡等因素,将速度控制回路的系数定为 $K_{v_x} = 0.9$, $I_{v_x} = 0.12$,此时纵向速度的阶跃曲线如图 9 所示。从阶跃响应图中可以看出,纵向速度阶跃响应超调很小,调节时间为 7 s 左右,系统响应性能比较理想。



3.3 位置控制回路

地速控制回路仅解决地速跟踪的问题,对绝对位

置的跟踪需要位置回路的加入。位置控制结构较为简 单,将位置偏差信号给到速度指令值进行控制即可。

位置控制最终达到的目标是满足位置响应的准确性 和平稳性^[9]。结合图 10 最终的时域阶跃响应进行参数选 择 $K_x = 0.18$ 。



4 仿真性能验证

无人倾转旋翼机直升机模式位置控制的主要问题之 一是其在悬停飞行模态时,对大气扰动的抵抗能力不足, 容易出现较大的控制误差。因此,本文着重针对这一问 题,设计仿真案例进行验证控制律设计的正确性^[10-11]。

鲁棒性测试采用3种手段,分别是5m/s的常值风, 幅值为8m/s的正弦风,最后模拟地速死区为0.03m/s。 仿真结果位置偏差曲线和纵向速度曲线如图11-图13 所示。



图 11 常值风 5 m/s 位置和速度曲线



图 13 地速死区 0.03 m/s 位置和速度曲线

(上接第 171 页)

参考文献:

- [1] 刘海辉, 郁嘉, 屈香菊. 基于隐模型跟踪的倾转旋翼机飞行 控制[J]. 飞行力学, 2017, 35(5): 31-35, 39.
- [2] 杨军, 吴希明, 凡永华, 等. 倾转旋翼机飞行控制. [D]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
- [3] 韩丽敏. 倾转旋翼机过渡段纵向控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.

观察仿真结果曲线,基于地速的高精度位置控制律 能够很好地完成纵向位置控制,且具有优秀的抗干扰 能力。

5 结语

本文针对无人倾转旋翼机直升机模式的纵向位置控制,选取基于地速的高精度位置控制律为控制策略,从根轨迹和物理概念角度设计控制内外环参数,最终通过非线性仿真验证控制律的鲁棒性,完成了纵向位置的控制律设计。

参考文献:

- [1] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN D C. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft from concept to flight[EB/ OL].[2019-12-01]https://history.nasa.gov/monograph17.pdf.
- [2] 张练, 孙凯军, 叶川, 等. 新构型倾转旋翼无人机飞行力学 建模[J]. 航空工程进展, 2019, 10(4): 462-470.
- [3] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
- [4] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [5] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
- [6] Anonymous. AMCOM ADS-33E-PRF Aeronautical design standard, handling qualities requirements for military rotorcraft [S]. Huntsville, Alabama: U. S. Army Aviation and Missile Command, 2000.
- [7] 黄海. 无人直升机悬停/小速度段的飞行控制律设计技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [8] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1994.
- [9] PROUTY R W. Helicopter, performance, stability and control [EB/OL].[2019-12-02].https://www.researchgate.net/publication/229058033_Helicopter_Performance_Stability_and_Control1.
- [10] 胡辉. 基于嵌入式控制系统的无人倾转旋翼机控制与试验 研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [11] 马逸君, 战强. 一种横列双旋翼飞行器的设计与运动控制研 究[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(2): 156-159, 163.

收稿日期:2019-12-06

- [4] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
- [5] 赖水清, 严峰, 徐珂. 倾转旋翼机过渡飞行阶段控制律设计 研究[J]. 直升机技术, 2009(3): 52-55.
- [6] 陆宜. 某小型无人倾转旋翼机飞行控制系统设计与仿真[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.

收稿日期:2019-12-09