计算机工程与应用 2009 45 (25): 225-227 ISSN: 1002-8331 CN: 11-2127/TP

工程与应用

基于输出反馈的直升机变结构控制律设计

张家明[1]，卢京潮[2]

西北工业大学 自动化学院，西安 710072

收稿日期 2008-5-15 修回日期 2008-8-21 网络版发布日期 2009-9-8 接受日期

摘要 针对直升机的小扰动模型，设计了静态输出反馈滑模控制器（SOFSMC）。利用参考模型，实现了直升机的相关动态指标。针对滑模面的设计问题，将其等价地转化为一组双线性矩阵不等式（BLMI），并采用迭代线性矩阵不等式（ILMI）技术来求解。针对控制律的综合问题，给出了一种基于单位向量法的控制律，并通过引入线性反馈来保证系统进入滑动模态后线性控制部分与标称系统的线性控制部分的一致性。仿真结果验证了该方法的有效性。

关键词 直升机 变结构控制律 输出反馈 迭代线性矩阵不等式

分类号 V249

Variable structure control law design for helicopter based on output feedback

ZHANG Jia-ming[1]，LU Jing-chao[2]

College of Automatization，Northwestern Polytechnical University，Xi’an 710072，China

Abstract

A static output feedback sliding mode controller is designed for helicopter based on linear perturbation model.A reference model is employed to guarentee satisfactory dynamic responses.The problem of designing sliding mode surface is resolved by solving a set of BLMIs using iterative LMI approach，which is equivalent to the existing conditions of sliding mode surface.The variable structure control law based on unit vector method is used for synthesizing the system.The linear feedback is introduced to the control law in order to guarentee that the linear control accords with the nominal system after the practical system settles in the sliding mode.

Key words helicopter variable structure control law output feedback Iterative Linear Matrix Inequality（ILMI）

DOI: 10.3778/j.issn.1002-8331.2009.25.069

通讯作者 张家明 zjmmjzzjm@126.com

扩展功能

本文信息

Supporting info

PDF(565KB)

[HTML全文](0KB)

参考文献

服务与反馈

把本文推荐给朋友

加入我的书架

加入引用管理器

复制索引

Email Alert

文章反馈

浏览反馈信息

相关信息

本刊中 包含“直升机”的相关文章

本文作者相关文章

· 张家明

· 卢京潮