

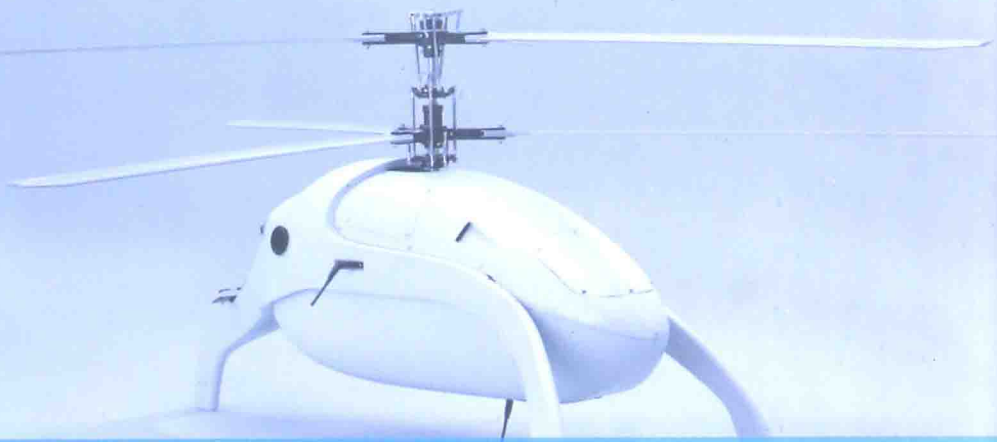


装备科技译著出版基金

 Springer

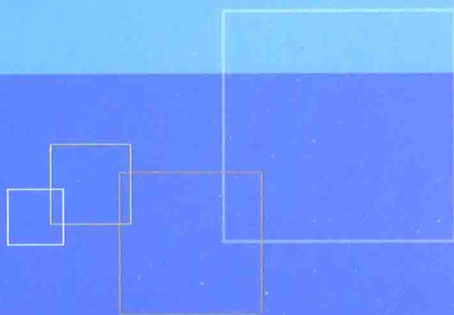
Linear and Nonlinear Control
of Small-Scale Unmanned Helicopters

小型无人直升机 线性与非线性控制



Ioannis A. Raptis Kimon P. Valavanis 著

阳 赵友东 吴勇 等译



国防工业出版社
National Defense Industry Press



装备科技译著出版基金

小型无人直升机 线性与非线性控制

**Linear and Nonlinear Control of
Small-Scale Unmanned Helicopters**

[美] Ioannis A. Raptis 著
 Kimon P. Valavanis

肖 阳 赵友东 吴 勇 译
张璇子 陈翌春 蒋永健

国防工业出版社

· 北京 ·

著作权合同登记 图字:军-2012-20 号

图书在版编目(CIP)数据

小型无人直升机线性与非线性控制/(美)拉普蒂斯(Raptis, I. A.),
(美)瓦拉瓦尼(Valavanis, K. P.)著;肖阳等译. —北京:国防工业出版社, 2015. 2
书名原文: Linear and nonlinear control of small-Scale unmanned helicopters
ISBN 978-7-118-09786-3

I. ①小... II. ①拉... ②瓦... ③肖... III. ①无人驾驶飞机 -
直升机 - 自动控制 IV. ①V275

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 014483 号

Translation from English language edition:

Linear and Nonlinear Control of Small - Scale Unmanned Helicopters

by Ioannis A. Raptis and Kimon P. Valavanis

Copyright © 2011, Springer Netherlands

Springer Netherlands is a part of Springer Science + Business Media

All Rights Reserved

本书简体中文版由 Springer 授权国防工业出版社独家出版发行。
版权所有, 侵权必究。

※

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710 × 1000 1/16 印张 12 字数 245 千字

2015 年 2 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 56.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010)88540777

发行邮购: (010)88540776

发行传真: (010)88540755

发行业务: (010)88540717

译者序

无人直升机所特有的垂直起降以及低空悬停能力,使其极大地拓展了无人机的应用领域。21 世纪以来,随着微电子和通讯技术、复合材料、动力系统,尤其是飞行控制等技术的进步,无人直升机无论是在军事还是民用领域都得到了迅猛发展,特别是小型无人直升机,因其具有更加灵巧和敏捷的飞行特性,以及较低的研发门槛,已成为无人机研究领域的热点。然而,直升机系统的高度不稳定性、非线性和强耦合性,使得小型无人直升机自主飞行控制器的设计非常具有挑战性。

我国对小型无人直升机的研究起步较晚,经过多年的努力,无人直升机技术取得了长足的发展,但是,飞行控制技术依然是制约我国无人直升机研发与应用的关键瓶颈之一,特别是在自主飞行控制方面,与国外先进技术水平差距还较大。国内针对小型无人直升机飞行控制的著作还比较欠缺, Springer 出版社出版的《小型无人直升机线性与非线性控制》一书为读者提供了有关小型无人直升机自主飞行控制器设计较全面合理的论证分析。期望通过此书的翻译,为国内读者了解国外小型无人直升机先进飞行控制技术提供素材。

该书作者由浅入深逐步向读者介绍小型无人直升机自主飞行控制器设计的困难与挑战,并提供了相应的解决方案。全书 11 个章节,可以分为四个部分:

第一部分:第 1~4 章为基本知识章节,为读者理解控制器设计提供必要背景信息。第 1 章介绍了本书的写作初衷,提出了要解决问题的挑战性。第 2 章回顾了无人机的线性与非线性飞行控制设计历程。第 3 章将直升机视为一个刚体,探讨了直升机基本运动方程的解析推导。第 4 章介绍了一个简化的主旋翼动力学模型,该模型囊括了直升机机身运动和主旋翼之间的耦合效应,其对于了解直升机动力学线性和非线性表示所使用的外部空气动力和力矩模型有重要意义。

第二部分:第 5~6 章介绍小型无人直升机的线性控制器设计。第 5 章介绍用于低阶线性直升机模型提取的频域识别方法,以及一个用于全书所有飞行验证的小型直升机实验平台。基于获得的低阶线性直升机动力学模型,第 6 章详细描述了一个 MIMO 的位置和航向跟踪控制器。

第三部分:第 7~9 章分别介绍了连续的和离散的非线性控制器的设计。第 7 章基于非线性直升机动力学设计了一个用于直升机的反推位置和航向跟踪

控制器,为反馈形式的系统提供了一个严密、详细的基于反推法的设计。第8章针对参数估计和直升机非线性离散控制问题,一是提出了一种直升机时域参数估计方案和一种非线性离散时间控制算法,离散非线性直升机模型的参数由递归最小二乘(RLS)法确定;二是基于离散非线性直升机动力学提出了一个可用于实时/真实应用中的离散时间非线性控制器的设计。第9章提出了一种改进的时域系统识别算法,用于辨识直升机的平飞和旋转速度动力学模型。其采用Takagi-Sugeno模糊模型来代替直升机离散动态模型,识别结果显示该改进可以显著提高算法性能。

第四部分:第10章对本书中设计的控制器进行了全面的测试评估和比较。控制器的测试利用猛禽90SE遥控直升机,运行环境是X-Plane飞行模拟器。第11章概括总结了本书所提出的控制器设计,并给出相应的选择建议。

依据读者的背景,本书可以用来学习研究线性控制器的设计(第一、二、四部分和附录),或非线性控制器的设计(第一、三、四部分和附录),或两者同时学习。本书理论性与实践性都很突出,可作为无人直升机相关专业人员的参考用书。作为理解本书的基本条件,读者需有现代控制理论相关知识背景。

本书由总参陆航研究所组织翻译和审校。译者在不偏离原著题意内容的原则下,尽可能运用通顺、流畅的文句和业界普遍认可的专业词汇进行翻译,优化读者的阅读体验。

国防工业出版社的肖志力老师作为本书的责任编辑,为本书的出版付出了辛勤的劳动,国防工业出版社对本书的出版给予了大力支持,在此一并表示感谢。

由于无人机技术处于不断地完善和深化发展之中,加之译者水平有限,时间仓促,本书翻译中的错漏之处在所难免,恳请各位专家和读者不吝指出。

译者

2014年12月于北京

前 言

无人驾驶飞行器(Unmanned Aerial Vehicles, UAVs)或无人驾驶飞机系统(Unmanned Aircraft Systems, UAS),译文统称无人机,是美国国防部喜欢用的术语,它在过去十年取得了前所未有的发展。无人机过去主要用于军事应用,现在人们对其在民用领域的应用具有极大兴趣。毫不夸张地说,随着技术的成熟,小型无人机不仅具有合适性价比并且具有可验证的可靠性和安全性,以及在将UAS整合到国家航空系统(National Airspace System, NAS)的路线图取得进展时,民用领域的应用将成为主导。据推测,未来无人机将广泛应用于环境监控,森林保护,野外火灾探测,交通监测,建筑物、输电线路和桥梁检查,紧急情况响应,犯罪预防,搜索与救援,导航,监控,侦察,边境巡逻等领域。

对于所有类型的无人机、无人旋翼机,特别是无人直升机,因其具有垂直起降能力,不需要跑道,以及在非常低的高度进行悬停和飞行的能力,相比固定翼无人机有明显优势。可以合理推测轻量型(小于150kg)和小型(小于50kg)直升机将第一个被容许在民用领空飞行。这类直升机依然保留了全尺寸直升机的飞行特性和物理准则。另外,相比全尺寸直升机具有更加灵巧和敏捷的飞行特性。因其广泛的应用领域,简化了尺寸和成本后,飞行能力已强烈吸引了无人机研究领域专家的关注。然而,直升机是高不稳定、非线性和耦合欠驱动的系统,这类系统控制器的设计非常具有挑战性。

为小型直升机设计自动飞行控制器同样具有挑战性,并且飞行控制器设计问题与直升机建模紧密相关。直升机动力学可同时表示为线性和非线性常微分方程模型。通常,线性模型验证限定在围绕一个特定操纵点的某个区域内,而非线性模型对直升机动力学提供了一个全局描述。

因此,本书的目标是为小型无人直升机自主飞行控制器的设计提供一个全面且合理的论证分析。然后详细介绍如何设计多输入/多输出线性、连续和离散时间非线性控制器,用于保障直升机的稳定飞行。控制器的目标是使直升机可以自动跟踪预定义的位置(或速度)和航向参考轨迹,评价它们的性能使用一个实用且可购得的飞行模拟器X-Plane。

然而,与在多数控制应用领域一样,用于控制器设计目的的直升机模型仅是真实非线性直升机动力学的近似。因此,为了研发应用于大多数标准小型直升机平台的通用飞行控制系统,设计器必须成功解决如下三个中间任务:①推导最

佳描述直升机运动的参数化动力学模型的结构和阶;任意推导得到的参数模型应该为一大类小型直升机提供一个具有物理意义的动力学描述;② 在推导得到参数化直升机模型后,必须确定形式上的反馈控制准则以使直升机跟踪一个预定义的参考轨迹,该设计应该保证控制输入在直升机跟踪参考轨迹时是有界的;③给定一个特定直升机,必须确定什么才是最佳方法用以精确提取执行线性/非线性控制器的参数化模型的值。

本书由浅入深逐步向读者介绍控制器设计的困难与挑战。首先,介绍了直升机运动学运动方程的解析推导,其将直升机视为运动刚体,以及具有一个简化的主旋翼动力学模型,该模型囊括了机体运动和直升机主旋翼之间的耦合效应。其次,介绍了基于频域识别方法的线性控制器设计,该方法用于获取低阶线性直升机模型。然后,关注点移到基于非线性直升机模型的控制器设计上来。所提出的设计方法非常严密且详细地遵从了用于具有反馈形式系统的反步方法。介绍了连续和离散时间非线性控制器,并且采用一个简单的递归最小二乘法(Recursive Least Squares, RLS)来确定离散非线性直升机模型的参数。同时也展示了模糊系统如何提高 RLS 算法在时间域的识别结果。本书也提供了针对所有控制器设计的广泛比较及评估,这么做为相当广泛的控制器性能评估铺平了道路,同时为方法选择提供支持。

阅读理解本书,读者需要具有现代控制理论相关知识,同时需可以理解运动学和动力学相关原理。

Atlanta, Georgia, USA Ioannis A. Raptis
Denver, Colorado, USA Kimon P. Valavanis

致 谢

作者在这里对其资助方、同事、朋友以及其他对本项目有所支持的人员表示感谢。

本书受以下研究基金资助: ARO, SPAWAR 和 NSF, 对应的基金号为: ① ARO W911NF-06-1-0069; ② SPAWAR N00039-06-C-0062; ③ NSF IIP-0856311 (DU Grant number 36563)。

本书第一作者对 Wilfrido Moreno 博士的有益意见、建议表示感谢, 也对 Periclis Roussis 博士、Diana Prieto 女士、Nicolas Kalamaras 先生和 Kostas Velivasakis 先生多年来的鼓励、支持和友情表示感谢。

本书第二作者对其多年来从 Athans 博士、Kandel 博士、Vachtsevanos 博士获得的强力支持表示感谢, 他们支持作者的想法, 同时也提醒作者要多关注身体健康! 他们的友情是作者努力工作持续的驱动力和指明灯。

最后, 但不止于此, 第二作者衷心感谢丹佛大学计算机科学与工程学院的院长, Rahmat Shoureshi 博士, 他从作者入读丹佛大学第一天开始就提供了很多的支持与友情。

另外, 施普林格团队的帮助已经超出了我们的预期, 作者特别想对 Nathalie Jacobs 和 Anneke Pot 表示感谢!

缩 略 语

ACAH	Attitude-Command Attitude-Hold	姿态指令姿态保持(或姿态系统控制)
CG	Center of Gravity	重心
CIFER	Comprehensive Identification from FrEQUENCY Responses	基于频率响应的综合识别
DOF	Degrees Of Freedom	自由度
FAA	Federal Aviation Administration	联邦航空局
GAS	Globally Asymptotically Stable	全局渐近稳定
LTI	Linear Time Invariant	线性时不变性
MIMO	Multiple – Input Multiple – Output	多输入/多输出
MTOW	Maximum Take – Off Weight	最大起飞重量
NN	Neural Networks	神经网络
PD	Proportional Derivative	比例微分
PID	Proportional Integral Derivative	比例积分求导
PBH	Popov – Belevitch – Hautus	波波夫 – 贝尔维奇 – 豪塔斯
RC	Radio Controlled	无线电控制(遥控)
RLS	Recursive Least Squares	递归最小二乘
SISO	Single – Input Single – Output	单输入/单输出
SMD	Spring Mass Damper	弹簧质量阻尼
TPP	Tip – Path – Plane	桨尖轨迹平面
UDP	User Datagram Protocol	用户数据报协议
UGAS	Uniformly Globally Asymptotically Stable	全局一致渐近稳定
UGB	Uniformly Globally Bounded	全局一致有界

符 号

$\mathbf{a}$	TPP state vector	TPP 状态向量
α, β	Longitudinal and lateral tilt angles of the TPP	TPP 的纵向和横向倾斜角
$\bar{\alpha}, \bar{\beta}$	Applied flapping angles	应用的挥舞角
$\mathbf{A}, \mathbf{B}$	Matrices of the helicopter's linear state space model	直升机线性状态空间模型的矩阵
$\mathbf{A}_b, \mathbf{B}_a$	TPP dynamics cross coupling terms	交叉耦合项的 TPP 动力学

$A_{ll}, B_{ll}, A_{yh}, B_{yh}, D_{yh}$	Longitudinal-lateral and yaw-heave subsystems state space matrices 纵向-横向和偏航-俯仰子系统的状态空间矩阵
$\mathcal{A}_{ll}, \mathcal{B}_{ll}, \mathcal{A}_{yh}, \mathcal{B}_{yh}, \mathcal{D}_{yh}$	Longitudinal-lateral and yaw-heave subsystems (including the position and yaw integral error) state space matrices 纵向-横向和偏航-俯仰子系统(包含位置和偏航的积分误差)的状态空间矩阵
A_{ll}^{cl}, A_{yh}^{cl}	Longitudinal-lateral and yaw-heave subsystems closed loop matrices 纵向-横向和偏航-俯仰子系统的闭环矩阵
A_{ll}^{cl}, A_{yh}^{cl}	Longitudinal-lateral and yaw-heave subsystems (including the position and yaw integral error) closed loop matrices 纵向-横向和偏航-升降子系统(包含位置和偏航的积分误差)的闭环矩阵
A_{ll}^{fb}	Identical matrix to A_{ll} neglecting the X_a and Y_b stability derivatives 与 A_{ll} 相同的矩阵,除了忽略了稳定导数 X_a 和 Y_b 。
A_{lon}, A_{lat}	Constants relating the cyclic commands with the cyclic pitch angles of the blade 将周期变距指令与桨叶周期变距角相关联的常数
c_b	Blade's chord 桨叶的弦
C_d	Drag constant 拉力常数
$C_{l\alpha}$	Airfoil's lift curve slope 翼面的升力曲线斜率
C_M, D_M	Constants associated with the anti-torque Q_M 与反扭矩相关的常数
D, K, F	Damping, stiffness and forcing function matrices of the TPP dynamics TPP 动力学的阻尼、刚度和力函数矩阵
dD	Drag produced by the blade element 桨叶组件产生的拉力
dF_a	Aerodynamic force acting on the blade element 作用于桨叶组件的空气动力学力
dF_c	Centrifugal force of the blade element 桨叶组件的离心力
dF_i	Inertia force of the blade element due to flapping 由于挥舞产生的桨叶组件惯性力
dL	Incremental lift produced by the blade element 由桨叶组件产生的增量升力
dm	Elementary mass of the helicopter 直升机的元质点

希腊文符号

α_b	Blade's angle of attack 桨叶攻角
α_{hb}	Angle of the free stream velocity with respect to the hub plane 相对于桨毂平面的自由流速角
β	Flapping angle of the blade 桨叶挥舞角
$\beta_0, \beta_{1s}, \beta_{1c}$	First harmonic terms of the TPP TPP 的第一谐波项
γ	Lock number 洛克数
γ_{xy}^2	Coherence function of the signals $x(t)$ and $y(t)$ 信号 $x(t)$ 和 $y(t)$ 的一致性函数
δ	Perturbed value of a variable 变量的扰动值
$\varepsilon(\omega, \Pi)$	Vector of the frequency response magnitude and phase errors 频率响应幅值和相位误差向量
$\varepsilon_{ll}, \varepsilon_{yh}$	Longitudinal-lateral and yaw-heave error subsystems (including the position and yaw integral error) state vectors 纵向—横向和偏航—俯仰误差子系统(含位置和偏航积分误差)状态向量
ζ	Feathering angle of the blade 桨叶扭转角
ζ_0	Collective pitch of the blade 桨叶总距角
ζ_{1c}, ζ_{1s}	Cyclic pitch angles 周期变距角
θ	Pitch angle 俯仰角
$\Theta = (\varphi \ \theta \ \psi)^T$	Orientation angles vector 朝向角向量
λ_β	Flapping frequency ratio 挥舞频率比
μ	Rotor's advance ratio 旋翼前进比
μ	Membership function 成员函数
ξ	Lead-Lagging angle of the blade 桨叶摆振角
Π	Parameter vector 参数向量
Π_n	Parameters vector of the linear helicopter model 线性直升机模型的参数向量
Π_n	Parameters vector of the nonlinear helicopter model 非线性直升机模型的参数向量
Π_{TS}	Parameter vector of the Takagi-Sugeno fuzzy system Takagi-Sugeno 模糊系统的参数向量
$\sim \Pi$	Estimate of the parameter vector 参数向量估计
ρ_a	Air density 空气密度

$\rho_d = (\rho_{d,1} \rho_{d,2} \rho_{d,3})^T$	Desired direction of the vector ρ_3 向量 ρ_3 的期望方向
ρ_i	i th column vector of the rotation matrix 旋转矩阵的第 i 列向量
$\rho_{i,j}$	Element of the j th row and i th column of the rotation matrix 旋转矩阵第 j 行第 i 列元素

下标与上标

ll	Longitudinal-lateral subsystem 纵向—横向子系统
yh	Yaw-heave subsystem 偏航—升降子系统
d	Desired value of a variable 变量的期望值
m	Indicates a vector or a matrix associated with the measured output 表示与测量输出相关的向量或矩阵
r	Reference value of a parameter 参数的参考值
ss	Steady state value of a state or control vector 状态或控制向量的稳定状态值
B	Body-fixed frame 机体坐标系
I	Inertial frame 惯性坐标系

数学操作符号

$\times$	Cross product 叉乘
$\cdot(\cdot)$	Skew-symmetric matrix 斜对称矩阵
$ \cdot \quad \cdot _1$	norm 1 范数
$ \cdot $	Euclidean or $ \cdot $ 2 norm 欧式距离或 2 范数
T	Transpose of a vector or a matrix 向量或矩阵的转置
$\frac{d(\cdot)}{dt} _I$	Time derivative of a vector with respect to the inertial frame 惯性坐标系下向量的时间导数
$\frac{d(\cdot)}{dt} _B$	Time derivative of a vector with respect to the body-fixed frame 机体坐标系下向量的时间导数
$\angle$	Angle 角
$\dagger$	lex conjugate 复共轭
$\text{diag}(\cdot)$	Components of a diagonal matrix 对角矩阵的成分
$\det(\cdot)$	Determinant 行列式
$\text{rank}(\cdot)$	Rank of a matrix 矩阵的秩
I_n	$n \times n$ identity matrix 单位矩阵
$0_{m \times n}$	$m \times n$ matrix with zero entries 零矩阵

目 录

第 1 章 引言	1
1.1 背景信息	1
1.2 相关数学问题	3
1.3 控制器设计	5
1.3.1 线性控制器设计	6
1.3.2 非线性控制器设计	7
1.4 本书纲要	8
第 2 章 线性和非线性控制器设计回顾	10
2.1 线性控制器设计	10
2.2 非线性控制器设计	14
2.3 评述	15
第 3 章 直升机基本运动方程	16
3.1 直升机运动方程	16
3.2 直升机的位置与朝向	19
3.2.1 直升机位置动力学	20
3.2.2 直升机朝向动力学	22
3.3 完整直升机动力学	23
3.4 评述	24
第 4 章 简化的旋翼动力学	26
4.1 引言	26
4.2 桨叶运动	27
4.3 倾斜器	28
4.4 基本旋翼空气动力学	30
4.5 挥舞运动方程	33
4.6 旋翼桨尖轨迹平面(TPP)方程	35
4.7 一阶 TPP 方程	36
4.8 主旋翼力和力矩	37

4.9 评述	38
第5章 频域系统识别	39
5.1 数学建模	39
5.1.1 第一性原理建模	39
5.1.2 系统识别建模	40
5.2 频域系统识别	40
5.3 频域识别的优点	41
5.4 直升机识别挑战	42
5.5 频率响应和相干函数	42
5.6 CIFER [®] 程序包	44
5.7 激励输入设计	45
5.8 运动方程线性化	46
5.9 稳定性与控制导数	48
5.10 模型识别	48
5.10.1 实验平台	49
5.10.2 参数化状态空间模型	50
5.10.3 识别过程	52
5.10.4 时域验证	57
5.11 评述	60
第6章 小型无人直升机线性跟踪控制器设计	61
6.1 直升机线性模型	61
6.2 线性控制器设计概要	63
6.3 分解系统	65
6.4 速度和航向跟踪控制器设计	68
6.4.1 横向—纵向动力学	68
6.4.2 偏航—升降动力学	73
6.4.3 完整系统误差动力学的稳定性	76
6.5 位置和航向跟踪	77
6.6 PID 控制器设计	82
6.7 实验结果	83
6.8 评述	86
第7章 无人直升机非线性跟踪控制器设计	87
7.1 引言	87

7.2	直升机非线性模型	88
7.2.1	刚体动力学	88
7.2.2	外部力旋量模型	89
7.2.3	完整刚体动力学	91
7.3	平移误差动力学	92
7.4	姿态误差动力学	96
7.4.1	偏航误差动力学	96
7.4.2	朝向误差动力学	96
7.4.3	角速度误差动力学	97
7.5	姿态误差动力学的稳定性	97
7.6	平移误差动力学的稳定性	103
7.7	数值仿真结果	108
7.8	评述	116
第8章	基于时域参数估计的小型无人直升机离散非线性控制	118
8.1	概述	118
8.2	离散系统动力学	119
8.3	离散反步算法	120
8.3.1	角速度动态特性	120
8.3.2	平移动力学	121
8.3.3	偏航角动力学	122
8.4	基于递归最小二乘法的参数估计	124
8.5	参数模型	125
8.6	实验结果	125
8.6.1	时间历程数据和激励输入	125
8.6.2	模型验证	126
8.6.3	控制器设计	127
8.7	评述	130
第9章	基于模糊模型的小型无人控制直升机时域辨识算法	131
9.1	引言	131
9.2	T-S 模糊模型	131
9.3	提出的直升机 T-S 模糊系统	133
9.4	实验结果	133
9.4.1	隶属函数的参数调整	134
9.4.2	模型验证	134

第 10 章 比较研究	137
10.1 控制器设计小结	137
10.2 实验结果	137
10.3 第一种机动动作:前飞	138
10.4 第二种机动动作:加速前飞	141
10.5 第三种机动动作:“8”字形轨迹飞行	145
10.6 第四种机动动作:盘旋上升	148
10.7 评述	152
第 11 章 结束语	154
11.1 引言	154
11.2 控制器设计的优势和创新点	155
11.3 测试和实施	156
11.4 评述	156
原著附录 反步控制的基本原理	158
A.1 积分反步	158
A.2 递归反步设计实例	160
参考文献	163
译著附录 术语英汉对照	168

第1章 引言

本章介绍了本书的理论基础,同时对所要解决的问题及其面临的挑战给出定义,最后对将在后续章节中详细讨论的线性和非线性控制方法进行了概要介绍。

1.1 背景信息

无人机一词常用于描述无人驾驶飞行器,指的是远距离遥控或自主控制执行预定义飞行任务的飞行器。在这两种情况下,飞行器的关键属性是机上没有飞行员^[106]。无人机主要适用于执行具有潜在危险的飞行任务或飞行器体积太小不足以承载飞行员的情况^[70]。

虽然相较民用领域,无人机在军事上的应用占主导地位,但是这两个领域都可以找到其潜在的应用。民用领域包括管道和输电线路的检查、监控,救援任务,边境巡逻,石油和天然气调查,火灾预防,地形地貌,农业应用^[106],电影拍摄^[70],交通监控,以及在危险环境中飞行(如在放射性环境)等^[11],在此仅列举了一些常见的应用领域。

无人机可进一步分为两大类。第一类是固定翼无人机(如无人驾驶飞机),其需要相对速度以产生空气动力,还需要用于起降的跑道^[105]。第二类是旋翼无人机,它也包括无人直升机。近年来,旋翼机所特有的飞行能力受关注,其最主要的特征属性是使用旋翼来产生飞行所需的推力。应用旋翼机的主要优点是,它在保持独立航向的同时能够在笛卡儿空间的所有方向上移动。因此,相对于固定翼飞机,旋翼机具有独特的优势,即它不需要用以产生空气动力的相对速度^[40],并且具有垂直起降的能力。

直升机是旋翼飞行器家族的主要代表。如图 1.1 所示,直升机的典型结构包括两个由发动机驱动的旋翼,即主旋翼和尾旋翼。主旋翼产生直升机垂直起飞的推力。尾旋翼对主旋翼产生的扭矩进行补偿,同时对直升机的航向进行控制。主旋翼的倾斜会引起直升机机身姿态角的变化,产生直升机纵向或横向运动的推力。

小型无人直升机(最大起飞重量小于 50kg)保持了全尺寸直升机的所有飞行特性和物理原理。另外,与全尺寸直升机相比,它们更具天生的灵活性与敏捷性。在开发低价高效自主飞行平台方面,小型无人机的飞行能力以及它的小尺