



装备科技译著出版基金

[印]阿施施·特瓦芮 著

陈晔 李静 左斌 译

飞机、宇宙飞船 和火箭的先进控制

Advanced Control of
**Aircraft, Spacecraft
and Rockets**

WILEY



国防工业出版社
National Defense Industry Press





装备科技译著出版基金

飞机、宇宙飞船和火箭的 先进控制

Advanced Control of Aircraft, Spacecraft and Rockets

[印] 阿施施·特瓦芮 著
陈晔 李静 左斌 译

国防工业出版社

·北京·

著作权合同登记 图字:军-2013-118号

图书在版编目(CIP)数据

飞机、宇宙飞船和火箭的先进控制 / (印) 特瓦芮 (Tewari, A.) 著; 陈晔, 李静, 左斌译. —北京: 国防工业出版社, 2015. 2

书名原文: Advanced control of aircraft, spacecraft and rockets

ISBN 978-7-118-09777-1

I. ①飞... II. ①特... ②陈... ③李... ④左... III. ①航空航天器-飞行控制 IV. ①V27

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 276923 号

Advanced Control of Aircraft, Spacecraft and Rockets by Ashish Tewari.

ISBN: 978-0-470-74563-2

Copyright © 2011 by John Wiley & Sons, Ltd.

This translation published under John Wiley & Sons. No part of this book maybe reproduced in any form without the written permission of the original copyrights holder.

Copies of this book sold without a Wiley sticker on the cover are unauthorized and illegal.

All rights reserved.

本书简体中文版由 John Wiley & Sons, Ltd. 授权国防工业出版社独家出版。

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)

腾飞印务有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 787 × 1092 1/16 印张 24 $\frac{3}{4}$ 字数 568 千字

2015 年 2 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 89.00 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

飞机、宇宙飞船和火箭等航空、航天飞行器一直都是各国政府、军队以及著名大学所热衷的研究对象,特别是近年来出现的再入式飞行器,更是引起了世界军事强国的高度重视。在这些航空、航天飞行器的研究中,先进的控制理论以及制导与控制技术是其中的关键基础内容。本书分别从理论分析和实现应用两个角度,重点介绍了现代控制与制导技术在飞机、火箭和宇宙飞船等航空、航天飞行器中的应用。

本书的研究内容涵盖了从大气层内到外空间的飞行控制装置,其中包括飞机、火箭(导弹和运载火箭)、再入式飞行器、宇宙飞船等,强调了各种飞行控制系统的协同效应,同时还分析了当前这些飞行控制装置中最先进的制导和控制设计方法,包括了多变量、最优化、鲁棒、数字化和非线性策略等。此外,本书还运用相似的数学工具,从相同的物理原理、设计以及分析方法等方面展示出飞机、火箭和宇宙飞船等飞行器内在相似的演变过程,为读者进一步理解航空、航天飞行器知识奠定了理论基础。本书采用 MATLAB 编程方式,其中 MATLAB 程序采用表格形式给出,其他的 MATLAB 命令语句采用窗口形式给出。

全书的章节内容安排如下:

第1章介绍了控制系统的建模过程,提出了飞行器制导系统和姿态系统的控制方法,同时强调了数字控制系统的优越性。

第2章介绍了在终点控制系统和跟踪控制系统之中的最优控制理论,并给出了求解最优控制问题的方法和标准。

前两章作为理论基础,第3章分析了飞机的最优导航与控制方法,提出了惯性耦合飞机旋转最优控制方法。

第4章将最优控制方法应用于导弹与运载火箭的最优制导问题中,推导出跟踪制导系统的控制对象模型,并研究其稳定性、可控性和可观性。

第5章注重火箭的姿态控制,提出了火箭俯仰、滚转和偏航姿态的闭环控制方法。

第6章考虑宇宙飞船绕地球飞行的轨道平面和轨道形状,分析了宇宙飞船制导系统的最优控制问题。

第7章针对不同的实现手段,研究了宇宙飞船在工作过程中的姿态跟踪控制问题。

本书的出版得到了装备科技译著出版基金、海军航空工程学院“2110”工程的资助,在此表示衷心的感谢!

前 言

虽然目前有许多优秀的书籍给出了飞机、宇宙飞船和火箭上飞行控制系统的设计方法,但是至今还没有一本书采用同一种相似的方法处理此类问题。而本书撰写目的是为了表明现代控制技术完全适用于所有的飞行器。其主要内容在于介绍最优控制理论在飞机、宇宙飞船和火箭的制导、导航以及飞行控制等问题中的应用,重点介绍了非平凡和多变量方法的应用。虽然本书的研究内容比较前沿,要求读者前期学习过一些控制系统的基本课程,但书中的这些问题内容完备、独立性强,不需要经常参考控制理论类书籍。同时,本书所涉及的飞行控制问题非常广泛,从飞机、导弹的最优滚转控制,到引力转弯火箭的多变量、自适应制导,再到飞机、宇宙飞船和火箭的两点边界值、最优终端控制等。然而,由于缺乏相应的分析空间,本书不包含旋翼飞行器和柔性动力学等内容。

设计一个最优飞行控制器的过程,可以比喻为一则朝圣者的寓言故事(参看约翰·班扬的《天路历程》),其中朝圣者为了从一个初始状态 \mathbf{x}_i , 达到某一种信奉的状态 \mathbf{x}_f , 不能偏离正义道路(最优路径)太远。换句话说,朝圣者必须清楚所要走的期望道路 $\mathbf{x}_d(t)$, $t_i \leq t \leq t_f$, 同时还必须有一套嵌入式的跟踪系统,可以探测与期望道路的偏差,并采用校正控制输入 $\mathbf{u}(t)$ 能使自己返回到期望道路之上。一个成功的跟踪系统要求保证与期望道路之间的偏差

$$\|\mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_d(t)\|, t_i \leq t \leq t_f$$

非常小。如果初始偏差不是太大,利用线性最优反馈控制设计的线性跟踪系统就可以保证维持很小的偏差。当然,这个跟踪系统所要求的控制输入 $\mathbf{u}(t)$ 必须是在朝圣者的能力范围之内。此外,这个跟踪系统还必须对外界的随机小扰动(例如各种引诱以及朝圣者经历的不利条件等)具有鲁棒性,否则将导致不稳定,即朝圣者会完全偏离正义道路。

在一个给定的初始状态 \mathbf{x}_i 和一个期望的最终状态 \mathbf{x}_f 之间,产生一个跟踪系统所需要的期望轨迹 $\mathbf{x}_d(t)$, $t_i \leq t \leq t_f$ 绝不是一件容易的事。这就要求了解朝圣者随时间变化的全部行为 $\mathbf{x}(t)$, 其中 $\mathbf{x}(t)$ 可由如下非线性微分方程进行建模

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}[\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t]$$

并且,在求解时须满足两点边界值条件

$$\mathbf{x}(t_i) = \mathbf{x}_i \quad \text{和} \quad \mathbf{x}(t_f) = \mathbf{x}_f$$

对于这样一个边界值问题,完全有可能存在多解情况,其中每一个解都依赖于所采用的控制输入 $\mathbf{u}(t)$ 。然而,必须选择一个实现目标所需代价最小化的方法(例如朝圣者付出的努力 $\|\mathbf{u}(t)\|$ 最小化)。因此,求解一个最优两点边界值问题就是为了产生跟踪系统需要的参考轨迹。控制系统中用于产生期望轨迹的部分被称为终端控制器。当然,由于不同的宗教哲学观(控制策略)强调的目标函数不同,因此在一个给定的条件集合内,将会产生不同的期望轨迹。

采用了终端和跟踪控制系统的飞行器,更像是一个正义的朝圣者,无论是否存在初始偏差和外界的随机小干扰,它们都可以在给定的时间内自动地到达期望的状态。

本书主要适用于航空和航天工程专业的高年级本科生和研究生,同时也可以作为从事飞行力学和控制方面的工程师和研究人员的参考书。本书并没有在纯理论环境中详细讨论控制问题,而是仅仅对涉及的最优控制数学概念进行了强调。重点内容在于介绍实际范例和要求编程的练习题,而不只是纸笔型的练习题。

为了便于读者巩固对相关内容的理解,本书在每一章的结尾部分都提供了小结和一些练习题。本书的主要特点在于使用 MATLAB 和 Simulink 作为实际计算工具来求解现代飞行控制系统领域内的问题。本书采用的 MATLAB/Simulink 实例可以为读者提供有帮助的例证。如果没有这样的软件包,书中这种类型的数值例子和问题都很难理解和求解。这样的程序代码也有助于工程师和研究人员的开发工作。书中所有使用的程序代码都可以从如下网站 <http://home.iitk.ac.in/~achtew> 免费下载。

希望本书的读者已经学习过一些控制系统方面的基本本科课程,其中包括在单输入单输出系统中应用的传递函数和频率响应方法;同时,还要求有一些关于微积分、线性代数以及基本动力学方面的知识。在本书第 1 章、第 2 章以及附录 A 中的基本线性系统概念也要求读者熟悉。此外,受到没有学习过线性系统理论基本课程读者的要求,本书增加了关于线性控制系统方面的基本例子和练习题。

通过本书的课程纲要,可以给出一种合理的学习内容。在航空和航天工程领域内,传统的课程包括几门独立的关于飞机与宇宙飞船的自动飞行控制课,进一步的学习主要依赖于学生对大气和空间飞行方面的兴趣,其他基本课程只能在各自领域内作为高等选修课学习。然而,当前的趋势是从这种传统方式向飞机、宇宙飞船和火箭控制系统的入门和高等水平上发展。在学习过关于飞行器控制的初级课程后,学生就可以着手准备更高层次上规范的学习内容。建议本书论题分为两部分,即首先是最优终端控制,包括第 1 章、2.1~2.8 节、3.1 节、3.2 节、4.1~4.8 节、6.1~6.3 节以及 7.1~7.3 节,其次是跟踪反馈控制,包括 2.9~2.13 节、3.3~3.11 节、4.9~4.14 节、第 5 章、6.4~6.7 节以及 7.4~7.8 节。教师可以很容易地根据特别课程的要求选择讲授内容。即使某些教师不完全认同这种规范的学习内容,他们也能很容易地选择与特种飞行器相关的论题内容进行讲授。

当所掌握的飞行动力学内容达到了航空和航天工程领域内高年级本科生的平均水平时,将有助于学生更好地阅读另一本同类型的飞行动力学书籍,如我写的《*Atmospheric and Space Flight Dynamics*》(2006 年由 Birkhäuser 出版社出版)。

我非常感谢 John Wiley & Sons 出版公司的编辑和出版职员,特别是 Nicola Skinner、Debbie Cox、Eric Willner、Jonathan Cooper 和 Genna Manaog 在本书出版过程中提出的富有建设性的意见和建议。我也要感谢 Richard Leigh 对本书的审稿。此外,没有我妻子 Prachi 和女儿 Manya 的一贯支持,也不可能完成此书。

阿施施·特瓦芮

2010 年 12 月

目 录

第 1 章 引言	1
1.1 标记法和基本定义	1
1.2 控制系统	3
1.2.1 线性跟踪系统	6
1.2.2 线性时不变跟踪系统	8
1.3 飞行器的制导与控制	9
1.4 特殊跟踪律	11
1.4.1 比例导引律	11
1.4.2 向量乘积控制	15
1.4.3 比例积分微分控制	17
1.5 数字跟踪系统	21
1.6 小结	22
习题	23
参考文献	25
第 2 章 最优控制技术	26
2.1 引言	26
2.2 多变量最优化	28
2.3 有约束条件下的最小化	30
2.3.1 等式约束	30
2.3.2 不等式约束	33
2.4 动态系统的最优控制	37
2.4.1 最优性条件	38
2.5 Hamilton 函数和最小值原理	39
2.5.1 Hamilton - Jacobi - Bellman 方程	40
2.5.2 具有二次性能指标的线性时变系统	41
2.6 具有终点状态等式约束的最优控制	43
2.6.1 Euler - Lagrange 方程	44
2.6.2 特殊情况	45
2.7 两点边界值问题的数值解法	46
2.7.1 打靶法	48

2.7.2	配置法	50
2.8	具有内部时间约束的最优终端控制	54
2.8.1	最优奇异控制	55
2.9	跟踪控制	56
2.9.1	邻近极值法和线性二次控制法	57
2.10	随机过程	61
2.10.1	稳态随机过程	66
2.10.2	随机噪声滤波	68
2.11	Kalman 滤波器	69
2.12	鲁棒线性时不变控制	72
2.12.1	LQG/LTR 方法	73
2.12.2	H_2/H_∞ 设计方法	80
2.13	小结	87
	习题	88
	参考文献	91
第3章	飞机最优导航与控制方法	92
3.1	导航对象	92
3.1.1	风速和风向	97
3.1.2	导航子系统	99
3.2	飞机最优导航	101
3.2.1	最优导航公式	102
3.2.2	边界值问题的极值解:长距离飞行例子	105
3.2.3	大圆航行	111
3.3	飞机姿态动力学	116
3.3.1	平移和转动的动力学	117
3.3.2	相对于速度向量的姿态	119
3.4	气动力与力矩	120
3.5	纵向动力学	123
3.5.1	纵向动力学对象	125
3.6	最优多变量纵向控制	128
3.7	多输入最优纵向控制	129
3.8	最优空速控制	131
3.8.1	LQR/LTR 设计实例	132
3.8.2	H_∞ 设计实例	142
3.8.3	高度和马赫数控制	149
3.9	侧航向控制系统	155
3.9.1	侧航向控制对象	155
3.9.2	最优滚转控制	158

3.9.3 多变量侧航向控制:航向保持自动驾驶仪	161
3.10 惯性耦合飞机旋转的最优控制	165
3.11 小结	171
习题	172
参考文献	174
第4章 火箭最优制导	175
4.1 引言	175
4.2 拦截器的最优终端制导	175
4.3 拦截器的非平面最优跟踪系统:3DPN	181
4.4 垂直平面内飞行	190
4.5 最优终端制导	191
4.6 火箭垂直发射	193
4.7 运载火箭的重力转弯轨迹	198
4.7.1 发射至圆形轨道:调节加速度	199
4.7.2 发射至圆形轨道:常值加速度	201
4.8 弹道导弹的发射	207
4.8.1 前向加速度可调的重力转弯火箭	208
4.8.2 前向和法向加速度可调	211
4.9 平面跟踪制导系统	214
4.9.1 稳定性、可控性和可观性	216
4.9.2 跟踪重力转弯轨迹的标称对象	218
4.10 鲁棒自适应制导	222
4.11 状态反馈制导	225
4.11.1 法向加速度制导	225
4.12 基于观测器的运载火箭重力转弯制导	228
4.12.1 基于高度观测器的法向加速度输入控制	229
4.12.2 基于双输出观测器的法向加速度输入控制	235
4.13 质量与大气阻力建模	240
4.14 小结	247
习题	248
参考文献	248
第5章 火箭姿态控制	249
5.1 概述	249
5.2 姿态控制对象	249
5.3 闭环姿态控制	252
5.4 滚转控制系统	254
5.5 火箭俯仰控制	254

5.5.1	俯仰程序	254
5.5.2	俯仰制导和控制系统	256
5.5.3	自适应俯仰控制系统	258
5.6	火箭偏航控制	264
5.7	小结	265
	习题	265
	参考文献	266
第6章	宇宙飞船制导系统	267
6.1	引言	267
6.2	轨道力学	267
6.2.1	轨道方程	267
6.2.2	近焦点坐标系和天体坐标系	269
6.2.3	时间方程	270
6.2.4	Lagrange 系数	272
6.3	宇宙飞船终端制导	274
6.3.1	最小能量轨道转移	276
6.3.2	Lambert 定理	278
6.3.3	Lambert 问题	279
6.3.4	火箭的 Lambert 制导	291
6.3.5	再入飞行器的最优终端制导	296
6.4	一般轨道对象的跟踪制导	301
6.5	平面轨道调节	304
6.6	最优非平面轨道调节	312
6.7	小结	315
	习题	316
	参考文献	318
第7章	宇宙飞船最优姿态控制	319
7.1	引言	319
7.2	宇宙飞船的姿态终端控制	319
7.2.1	宇宙飞船的最优单轴滚动	319
7.3	宇宙飞船多轴旋转机动	325
7.4	宇宙飞船控制力矩	335
7.4.1	火箭推进器	335
7.4.2	反作用轮、动量轮和控制力矩陀螺	335
7.4.3	磁场力矩	336
7.5	卫星动力学对象的跟踪控制	337
7.6	环境力矩	338

7.6.1 重力梯度力矩	340
7.7 宇宙飞船姿态的多变量跟踪控制	341
7.7.1 基于反作用轮的宇宙飞船姿态主动控制	342
7.8 小结	345
习题	345
参考文献	346
附录 A 线性系统	347
附录 B 稳定性	355
附录 C 欠驱动飞行系统控制	362

第 1 章 引 言

1.1 标记法和基本定义

在本书中,标量用斜体字母和符号(a, α)表示,向量用黑斜体($\mathbf{a}, \boldsymbol{\alpha}$)表示,矩阵用黑斜体大写字母(\mathbf{A})表示。除非特别提到,在坐标系中,坐标轴由其单位向量指定,轴标亦与之对应,例如,单位向量 \mathbf{i} 表示 ox 轴, Ox 轴用 \mathbf{I} 来表示。坐标轴的构建满足右手法则(即 $\mathbf{i} \times \mathbf{j} = \mathbf{k}$)。向量在某个轴上的分量,其下标与该轴标相同,例如,向量 \mathbf{a} 在坐标系 $oxyz$ 中可写为

$$\mathbf{a} = a_x \mathbf{i} + a_y \mathbf{j} + a_z \mathbf{k} \quad (1.1)$$

或写作

$$\mathbf{a} = \begin{Bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{Bmatrix} \quad (1.2)$$

该点表示一个向量(或矩阵)在某个参考坐标系中对其各分量求时间导数,例如

$$\dot{\mathbf{a}} \doteq \begin{Bmatrix} \frac{da_x}{dt} \\ \frac{da_y}{dt} \\ \frac{da_z}{dt} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \dot{a}_x \\ \dot{a}_y \\ \dot{a}_z \end{Bmatrix} \quad (1.3)$$

向量 \mathbf{a} 和 \mathbf{b} 的向量积经常被表示为矩阵积 $\mathbf{a} \times \mathbf{b} = \mathbf{S}(\mathbf{a})\mathbf{b}$, 其中 $\mathbf{S}(\mathbf{a})$ 是 \mathbf{a} 的反对称矩阵,则

$$\mathbf{S}(\mathbf{a}) = \begin{pmatrix} 0 & -a_z & a_y \\ a_z & 0 & -a_x \\ -a_y & a_x & 0 \end{pmatrix} \quad (1.4)$$

飞行器所参考的天体(地球、月球、太阳、木星等)都通称为行星。向量的 Euclidean (或 L_2) 范数, $\mathbf{a} = (a_x, a_y, a_z)^T$ 写为

$$\|\mathbf{a}\| = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \quad (1.5)$$

当使用时,标准的航天符号定义相关的飞行参数和变量。控制系统变量的命名法在表 1.1 中给出。如有必要,不按此方法标记的情况需要进行标注。

表 1.1 控制系统变量

符号	变 量	维数	符号	变 量	维数
$u(t)$	控制输入向量	$m \times 1$	$\hat{x}(t)$	最优状态向量	$n \times 1$
$\hat{u}(t)$	最优控制输入向量	$m \times 1$	$y(t)$	输出向量	$l \times 1$
$w(t)$	测量噪声向量	$l \times 1$	$z(t)$	增广状态向量	$q \times 1$
$x(t)$	状态向量	$n \times 1$	$v(t)$	过程噪声向量	$p \times 1$

控制被认为是为了得到预期结果而采取适当调整(或操纵)的过程。被控物体(飞行器)可认为是对象,执行控制的部分被称为控制器。对象和控制器组成系统,被定义为所研究物理过程中的自制装置。一个系统具有外部作用变量,称为输入向量,产生某些可测的内部变量,称为输出向量。对系统建模时,必须考虑到输入向量与输出向量之间的关系。如果这个系统遵循已知的物理定律,这种关系基本上可以用一组微分和代数方程来表示。遵循已知物理定律的系统称为确定性的,反之,如果该系统遵循未知的(或部分已知)物理定律称为不确定性的或者随机的。每个系统都有某些有害的外部输入变量,称为干扰输入,这些变量无法被物理建模,因此只能视为随机干扰。干扰大体分为两种类型:①过程噪声产生于有害的外部输入,或内部建模中的不确定性;②测量噪声产生于测量输出向量时的不确定性。这些内部和外部缺陷的存在使得所有的实际系统都具有随机性。

在给定时间,一个系统的状况或者状态是由一组变量集合所指定的,这组变量集合称为状态变量,或者写成向量形式,称为状态向量。由状态向量延展而成的向量空间被称为状态空间。一个系统的状态定义为在缺少外部输入的作用下,完全描述该系统随时演变过程所需变量的最少数量集合。由于描述系统所要求的状态变量的个数恰好与控制系统的微分方程阶次相等,因而也称为系统的阶次。

虽然状态空间的大小(即系统的阶次)是一定的,但任何给定的系统都可以用无数个不同的状态空间描述。例如,在某个参考坐标系中,飞行器的状态能够表示为位置 $r(t)$ 、速度 $v(t)$ 、角速度 $\omega(t)$ 和方位 $\xi(t)$ 。那么飞行器运动的状态向量为 $x(t) = \{r(t), v(t), \omega(t), \xi(t)\}^T$ 。但 $x(t)$ 能够随着参考坐标系的不同而转换成任何不同的状态向量。

一个由对象和控制器组成的系统称为控制系统。控制器通过控制输入向量操纵对象,这个向量实际上是对对象的输入向量,同时也是控制器的输出向量。在物理学中,这种输出以力或力矩(或二者都有)的形式作用在飞行器上。通常,控制器仅仅产生电信号(或机械信号)并经过导线(电缆、液压管路)传输,通过一个单独的子系统将控制器输出信号转变为物理输入信号,这个子系统称为驱动器。同时,控制器一般需要测量对象的输出变量。无论何时测量变量,都必须为测量过程的动态特性建模,这个过程作为单独的子系统称为传感器。一般情况下,有多少测量变量和控制输入就应该有多少传感器和驱动器与之对应。传感器和驱动器能够被作为对象或控制器的一部分进行建模。在此,将二者视为对象的一部分。

控制系统的设计需要一个对象的精确数学模型。对象通常用非线性微分方程来建模,表述为一组一阶常微分方程,即状态方程:

$$\frac{dx}{dt} = f[x(t), u(t), v(t), t] \quad (1.6)$$

式中: t 为时间; $\mathbf{x}(t)$ 为状态向量(维数 $n \times 1$); $\mathbf{u}(t)$ 为控制输入向量(维数 $m \times 1$); $\mathbf{v}(t)$ 为过程噪声向量(维数 $p \times 1$)。状态向量的维数 n 为系统的阶次。假设非线性状态函数 $f(\cdot)$ 是在 $\mathbf{x}_d(t)$ 邻域中关于 $\mathbf{x}(t)$ 、 $\mathbf{u}(t)$ 和 $\mathbf{v}(t)$ 的偏导数, $\mathbf{x}_d(t)$ 为状态方程的特解(标称轨迹)。标称轨迹通常满足自然状态下的式(1.6), 即 $\mathbf{u}(t) = 0, \mathbf{v}(t) = 0$, 则

$$\frac{d\mathbf{x}_d}{dt} = \mathbf{f}[\mathbf{x}_d(t), 0, 0, t], \quad t_i \leq t \leq t_f \quad (1.7)$$

式中: $t_i \leq t \leq t_f$ 为控制区间, t_i 为起始时间, t_f 为终止时间。

对象的输出变量与状态变量和控制输入都相关, 通过传感器直接或间接测量而得到。由于传感器的不完善而产生的某些误差称为测量噪声, 这些误差会包含在测量过程中。因此, 输出向量 $\mathbf{y}(t)$ 与状态向量 $\mathbf{x}(t)$ 、控制输入向量 $\mathbf{u}(t)$ 和测量噪声向量 $\mathbf{w}(t)$ 都相关, 得到输出方程为

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{h}[\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{w}(t), t] \quad (1.8)$$

式中: $\mathbf{h}(\cdot)$ 为向量函数; $\mathbf{w}(t)$ 通常与 $\mathbf{y}(t)$ 具有相同维数。

控制系统的大部分工作是在具有干扰的情况下, 使对象达到期望状态, 这可以通过开环或闭环控制系统实现。在一个开环系统中, 控制器对于对象在给定时间上的确切状态一无所知, 控制执行过程基于对象动态的模型, 也可基于对状态在前一时刻的即时估计, 即初始状态。显然, 这种盲目的控制方法能使对象达到期望状态, 当且仅当对象模型是精确的, 并且没有外部干扰, 而这在实际中是不太可能的。因此, 一个闭环的控制系统是更实际的选择, 对象的实际状态通过反馈回路引入控制器, 能够合理地调整控制输入向量 $\mathbf{u}(t)$ 。事实上, 反馈包括测量输出向量 $\mathbf{y}(t)$, 并且通过控制器能够得到对象状态的估计。如果删除反馈回路, 控制系统又成了开环形式。

1.2 控制系统

在本书中, 我们的主要工作是设计和分析在没有人干预情况下执行任务的控制器。通常, 能够针对一个可控对象设计控制系统。可控性是对象的一种特性, 能够在有限时间 $t_f - t_i$ 内, 通过控制输入向量 $\mathbf{u}(t)$ ($t_i \leq t \leq t_f$), 将对象从一个初始状态 $\mathbf{x}_i(t_i)$ 转变为任意的期望状态 $\mathbf{x}_f(t_f)$ 。对象的可控性是设计控制系统的充分(但不必要)条件, 这一点将在第2章中讨论。

为了完成给定的控制任务, 控制器应该遵守对象状态变量和控制输入之间明确的数学关系, 也就是控制律。基于控制律的性质, 能够将控制系统分为两大范畴: 终点控制和跟踪控制。终点控制系统旨在通过控制输入向量 $\mathbf{u}(t)$, 在固定的控制区间 $t_i \leq t \leq t_f$ 内, 将对象从初始状态 $\mathbf{x}(t_i)$ 转变到指定时间的终态 $\mathbf{x}(t_f)$ 。终点控制的例子诸如航天飞机和火箭的导航。跟踪控制的目的是使对象状态 $\mathbf{x}(t)$ 尽量靠近一个标称的参考状态 $\mathbf{x}_d(t)$, 其中 $\mathbf{x}_d(t)$ 是式(1.7)在控制输入向量 $\mathbf{u}(t)$ 作用下的一个解。大多数飞行控制问题, 如飞机导航、宇宙飞船的轨道控制和所有空天飞行器的姿态控制都属于这类问题。

终点控制器的典型设计方法是基于一个非线性对象(式(1.6)), 并对一个两点边值问题进行迭代求解。跟踪控制器则是通过在 $\mathbf{x}_d(t)$ 附近线性化对象而得到的, 其中 $\mathbf{x}_d(t)$

满足式(1.6)。

跟踪控制系统能够进一步细分为状态反馈系统和输出反馈系统,状态反馈系统包括对所有状态变量的测量和反馈,这很少可行;而输出反馈系统是基于对一些输出变量的测量和反馈,形成对象的输出向量 $y(t)$ 。跟踪控制器连续地比较对象状态 $x(t)$ 和标称状态 $x_d(t)$,从而依靠误差向量来设计控制信号,即

$$e(t) = x_d(t) - x(t) \quad (1.9)$$

显然,控制器必须能够从所测量的输出向量 $y(t)$ 和控制输入向量 $u(t)$ 中估计出对象状态。通过可得到的输出和作用在对象上的输入来估计状态向量的过程成为观测(或状态估计)。控制器中完成这项重要工作的部分称为观测器。观测器只能针对可观测的对象来设计(附录 A)。由于存在观测误差,状态估计 $x_o(t)$ 被用来取代实际状态 $x(t)$ 。除观测器之外,控制器中还有一个独立的部分叫做调节器,其作用是在合理的时间内使误差向量 $e(t)$ 趋近于零。因此,调节器是跟踪控制系统的核心,根据测量误差产生控制输入,那么控制输入向量 $u(t)$ 与误差向量 $e(t)$ 有关。此外, $u(t)$ 也可能与标称参考状态 $x_d(t)$ 有关,其中 $x_d(t)$ 通过前馈直接包含在控制输入中。因此,跟踪控制器应该具有第三个子系统,称为前馈控制器,通过它可以直接由期望状态产生部分的控制输入。

图 1.1 给出了具有观测器的跟踪控制系统框图。显然,控制器表示出了在对象估计状态 $x_o(t)$ 、参考状态 $x_d(t)$ 、控制输入向量 $u(t)$ 与时间 t 之间的数学关系。这种关系构造出了一个控制律。例如,一个线性控制律能够表示为

$$u(t) = K_d(t)x_d(t) + K(t)[x_d(t) - x_o(t)] \quad (1.10)$$

式中: K_d 为前馈增益矩阵; K 为反馈增益矩阵,此二者都可能是时变的。依照约定,在图 1.1 中将传感器和驱动器视为对象的一部分。

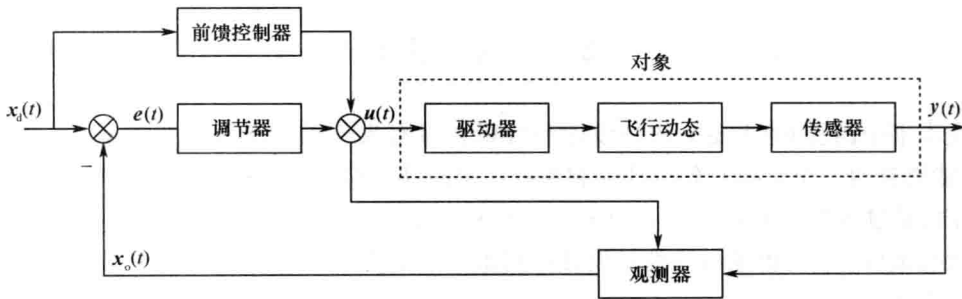


图 1.1 具有观测器的跟踪控制系统框图

例 1.1 考虑引导导弹拦截机动空中目标的问题,如图 1.2 所示。在固定参考坐标系(SXYZ)内,导弹的质心 O 和目标 T 分别与原点 S 相距 $R(t)$ 和 $R_T(t)$,各自的速度分别为 $V(t)$ 和 $V_T(t)$ 。目标与导弹的相距即时距离为(在图 1.2 中以向量三角形 SOO' 表示)

$$r(t) = R_T(t) - R(t) \quad (1.11)$$

将式(1.11)对时间求导,可得到目标的相对速度为

$$v(t) = \frac{dr}{dt} = \frac{dR_T}{dt} - \frac{dR}{dt} = V_T(t) - V(t) \quad (1.12)$$

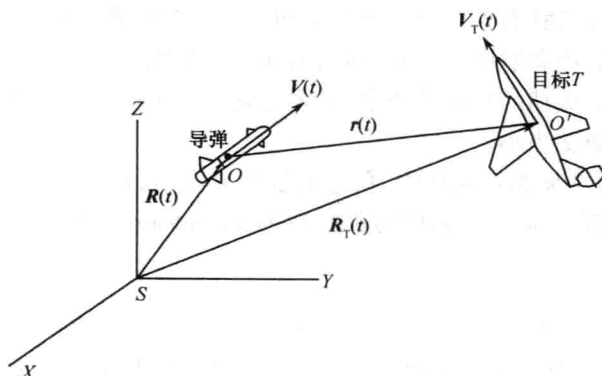


图 1.2 对空中目标拦截的导弹导引

在不考虑导弹和目标的运动方程(其推导参见第 4 章)的情况下,给出导弹制导的控制律如下

$$\mathbf{V}(t) = \mathbf{K}(t) [\mathbf{R}_T(t) - \mathbf{R}(t)] = \mathbf{K}(t) \mathbf{r}(t) \quad (1.13)$$

式中: $\mathbf{K}(t)$ 为时变增益矩阵。式(1.13)给出的线性反馈控制律称为比例导引律(PNG),其对时间的微分给出了导弹所需的加速度控制输入向量 $\mathbf{u}(t)$ 为

$$\begin{aligned} \mathbf{u}(t) &= \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{K}(t) [\mathbf{V}_T(t) - \mathbf{V}(t)] + \frac{d\mathbf{K}}{dt} \mathbf{r} \\ &= \mathbf{K}\mathbf{v}(t) + \dot{\mathbf{K}}\mathbf{r}(t) \end{aligned} \quad (1.14)$$

为了成功拦截目标,相对距离 r 必须在某个时间 T 后消失,其中 $T = t_f - t$,目前常见的做法是不考虑相对速度 \mathbf{v} 。

在拦截问题中,选择状态向量为

$$\mathbf{x}(t) = [\mathbf{r}(t), \mathbf{v}(t)]^T \quad (1.15)$$

由式(1.15)可产生跟踪系统的线性反馈控制律,其形式如下

$$\mathbf{u}(t) = [\dot{\mathbf{K}}(t), \mathbf{K}(t)] \mathbf{x}(t) \quad (1.16)$$

如式(1.14)所示控制律的主要优点在于体现了控制输入向量 $\mathbf{u}(t)$ 和测量输出 (\mathbf{r}, \mathbf{v}) 之间的线性关系,尽管实际对象可能具有非线性特性。因而,比例导引律十分容易实现,几乎所有的空空导弹都采用 PNG。导弹通常由火箭推动,在拦截过程中推力基本是常量。在这种情况下, PNG 主要包括导弹速度向量的转动,这种转动来自所期望的法向加速度(由舵偏或推力向量产生)与所测量的目标相对位置和速度分量(由导弹上的雷达或红外传感器得到)之间的线性反馈关系。对于最大可能的初始相对距离 $\|\mathbf{r}(0)\|$,在实现拦截 $[\mathbf{r}(t_f) \rightarrow 0]$ 的过程中,比例导引增益矩阵 $\mathbf{K}(t)$ 的选择必须满足加速度在允许的最大加速度 $\|\mathbf{u}\| \leq u_m$ 之内,操控时间也在发动机工作时间 t_f 之内。我们将在 1.4.1 小节再讨论 PNG。

如果跟踪系统的时变参考状态 $\mathbf{x}_d(t)$ 能够使对象状态 $\mathbf{x}(t)$ 始终维持在一个指定的误差范围内,即 $\|\mathbf{x}_d(t) - \mathbf{x}(t)\| \leq \delta$,那么 $\mathbf{x}_d(t)$ 的选择便可称为是成功的。因此,允许误差(或称为参考状态的通道) δ 给出了一个控制系统性能的衡量标准。控制系统性能还能够

通过对对象状态达到参考状态允许误差内的时间和所需控制输入的大小来评价。闭环系统的性能分为长时间的稳态响应($t \rightarrow \infty$)和当出现与期望状态最大偏离(称为超调量)时的短时间响应。在一个成功的控制系统中,最大超调量要求很小,同时到达期望状态允许误差内的调节时间也应适当小。

例 1.2 在一个 3 阶跟踪系统中,状态向量为 $\mathbf{x} = (x_1, x_2, x_3)^T$ 。图 1.3 中描述出了标称轨迹 $\mathbf{x}_d(t)$,跟踪误差通道由偏离标称状态的 Euclidean (欧几里得)范数定义,其形式如下

$$\|\mathbf{x}_d(t) - \mathbf{x}(t)\| = \sqrt{(x_1 - x_{1d})^2 + (x_2 - x_{2d})^2 + (x_3 - x_{3d})^2} \leq \delta \quad (1.17)$$

式中: δ 为允许误差。图 1.3 还给出了实际轨迹,同时标明了其相对于标称状态的最大超调。

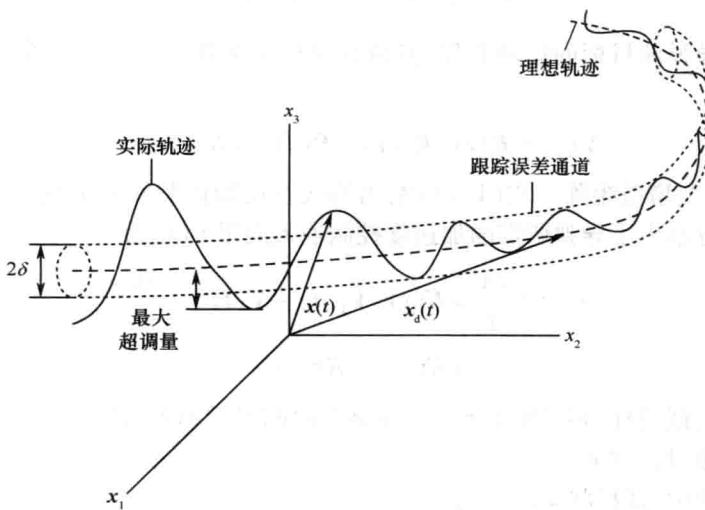


图 1.3 理想轨迹与容差 δ 的跟踪误差通道

1.2.1 线性跟踪系统

基于以上对成功控制系统的定义,一个非线性跟踪系统通常可由线性微分方程来近似表示,这些线性微分方程是通过假设偏离参考状态的都是微小量而得到。因此,对关于参考状态的主要(非线性)微分方程进行一阶 Taylor(泰勒)级数展开,可得到一个线性跟踪系统(附录 A)和给出的参考解 $\mathbf{x}_d(t)$,其中 $\mathbf{x}_d(t)$ 被视为所得线性系统的标称状态。由于能够应用线性叠加定理来计算在若干个输入向量线性组合控制下的整体输出量,因此这种假设会带来极大的简化。线性叠加定理同时使得我们能够通过运算微积分(如拉普拉斯变换和傅里叶变换)和控制系统设计与分析的线性代数方法。附录 A 简要介绍了线性系统理论,在 Kailath(1980)的线性系统著作中有详细说明。

不考虑干扰的控制系统可由如下的状态方程表示,即

$$\dot{\boldsymbol{\xi}} = \mathbf{f}[\boldsymbol{\xi}(t), \boldsymbol{\eta}(t), t] \quad (1.18)$$

式中: $\boldsymbol{\xi}$ 为状态向量; $\boldsymbol{\eta}$ 为输入向量。假设非线性向量函数 $\mathbf{f}(\cdot)$ 包含有关于状态和输入变量在标称轨迹 $\boldsymbol{\xi}_0(t)$ 邻域内的偏导数,其中 $\boldsymbol{\xi}_0(t)$ 为式(1.18)的一个解,且满足