



Robust and Adaptive Control with Aerospace Applications

鲁棒自适应控制 及其航空航天应用

[美] 尤金·拉夫烈茨基(Eugene Lavretsky)
凯文·A·怀斯(Kevin A. Wise)

著

程锦房 周浩 译



国防工业出版社

National Defense Industry Press

鲁棒自适应控制 及其航空航天应用

**Robust and Adaptive Control
with Aerospace Applications**

[美] 尤金·拉夫烈茨基 (Eugene Lavretsky)

凯文·A·怀斯 (Kevin A. Wise)

著

程锦房 周浩 译

国防工业出版社

·北京·

著作权合同登记 图字:军-2014-047号

图书在版编目(CIP)数据

鲁棒自适应控制及其航空航天应用/(美)拉夫烈茨基(Lavretsky, E.), (美)怀斯(Wise, K. A.)著; 程锦房, 周浩译. —北京:国防工业出版社, 2015. 2

书名原文: Robust and adaptive control with aerospace applications

ISBN 978-7-118-09950-8

I. ①鲁... II. ①拉... ②怀... ③程... ④周... III. ①鲁棒控制—应用—航空工程
②鲁棒控制—应用—航天工程 IV. ①V2②V57

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 008910 号

Translation from English Language Edition:

Robust and Adaptive Control with Aerospace Applications

by Eugene Lavretsky and Kevin A. Wise

Copyright © 2013

Springer London

Springer London is a part of Springer Science + Business Media.

All right reserved.

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)

三河市腾飞印务有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 787 × 1092 1/16 印张 21 字数 479 千字

2015 年 2 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 68.00 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

前 言

从事航空航天工业近二十五个年头,我们非常期盼出版这本书,那将可以分享关于鲁棒自适应控制系统的发展与分析方面的经验和设计见解。我们关注的重点内容是实际系统的设计、分析和性能评估。在波音公司的职业生涯中,我们有许多机会对各种平台进行引导、导航与控制(GN&C)算法的设计和测试,范围从商用飞机到完全自主的实验飞行器。经过日积月累和无数次的交流研究,我们积累了一些引导、导航与控制方法,并且运用在各种平台上,性能表现良好。我们决定写本书,与读者分享在设计、分析和评估方面的经验,尤其是飞行器系统,该系统并不是理解全书内容的一个前提,因为这些方法和设计理念适用于所有的控制系统。本书中提到的航空航天应用及实例,对于构建可靠且高效控制算法而言,既是目的,也是挑战。

本书的许多部分是根据我们在圣路易斯华盛顿大学、密苏里—罗拉大学、南伊利诺州立大学和加州理工学院(Caltech)多年从事本科生和研究生控制课程教学的经验而编写的。正因如此,本书内容非常适合高年级的本科生、研究生以及有实践经验的工程师和科研工作者阅读,读者应接触过控制和动力学的基本原理(相当于本科水平的控制课程),包括经典控制方法(根轨迹, Bode 图和奈奎斯特图)。此外,读者应对线性代数、常微分方程有一个基本的了解,并熟悉状态空间分析方法和动力学系统数值模拟方法。

在航空航天应用的引领和驱动下,本书重点讲述连续的动力学系统。这些方法也可以扩展到离散系统和混合动力学系统,这在其他研究动力学控制系统的文献中也可以找到。

总体来说,本书内容完备,涵盖了鲁棒控制、最优线性控制、鲁棒稳定性分析、李雅普诺夫稳定性理论、模型参考自适应控制(MRAC)的理论发展和实际应用。书中,我们给出了详细的仿真实例和案例研究,以说明关键的设计步骤和运输机、实验航天平台应用鲁棒自适应控制方法的效果。

本书有两个主要部分。第一部分介绍线性时不变系统的鲁棒控制设计和分析方法。第二部分侧重于非线性和不确定动力学系统的模型参考自适应控制方法。

通过对本书两部分独特结构的阅读分析,读者将受到启发,这样的结构编排实现了从经典的线性控制概念到自适应控制系统的良好过渡,同时给出了每个设计的实际航空航天应用。此外,两部分构成的组织结构使我们呈现了完备的材料,包括在不确定条件下运行的动力学系统的线性和鲁棒自适应控制技术。为此,我们坚持系统地描述经典的和先进的控制技术、关键设计流程和指导、样例以及 Matlab 仿真。每个部分的最后都配有与材料直接相关的针对性练习。所有这些特点构成了本书的教学价值。

第一部分的开头介绍了航天器控制设计、分析、仿真方面的挑战,讨论了导致迫切需要先进控制技术的总体背景和当前趋势,还给出了对于现有的和未来的航天器控制理论方法的简要概观。第一部分的理论部分以介绍线性系统的鲁棒控制和最优线性控制方法

开始。用具有积分作用的线性二次型调节器(LQR)实现指令跟踪。这部分还包括两种输出反馈设计方法:投影控制法和线性二次型高斯控制/回路传递恢复(LQG/LTR)。引入这些算法以建立线性动力学系统的基本控制体系。

第二部分开始详细介绍了连续时间域内线性和非线性不确定动力系统的自适应状态反馈控制器的设计和分析。概述了李雅普诺夫稳定性理论,随后介绍模型参考自适应控制系统的理论基础。接下来介绍了人工神经网络的逼近性质及其在直接自适应系统设计上的应用,并讨论了几种基于渐近性的模型参考自适应控制方法。继而介绍鲁棒基线线性控制器的状态反馈自适应增强结构,随后是在自适应系统中实现瞬态性能的扩展和修正,以适应输出反馈约束。在本部分内容中,也提出了自适应增强设计方法,以将基线控制器和自适应反馈结合起来。

整本书中,我们将讨论鲁棒自适应控制器的设计、分析、实现,旨在解决在飞行器和其他系统飞行控制方面面临的现实挑战。

致 谢

首先,我们要感谢家人的关爱、理解和支持。本书写作期间,我们经常不能照顾到各自家庭,正由于你们无限的支持才使我们能够完成这样的挑战,感谢你们!

感谢我们的同事和朋友,在写本书之前和期间能有幸同他们在专业领域和社会活动中密切交流。我们感谢 Anuradha Annaswamy、Anthony Calise、Petros Ioannou、Irene Gregory、Jonathan How、Naira Hovakimyan、Wassim Haddad、Richard Murray、Dennis Bernstein、Gary Balas、Siva Banda、David Doman、Zac Dydek、Travis Gibson、Ross Gadiant、Michael Steinhour、Joseph Brinker、Ken Buckholtz 和许多其他帮助我们更好地理解 and 把握控制和动力学领域的变化和 challenge 的人。

我们感谢 Oliver Jackson 和 Michael Johnson,他们为本书的编写提出了意见和建议,增强了本书内容的可读性和清晰度。

最后要感谢波音公司给予我们的机会让我们负责飞行器、直升机、航天器及其他航天平台的研发,感谢他们的信任。

Eugene Lavretsky
加利福尼亚州洛杉矶

Kevin A. Wise
密苏里州圣路易斯

目 录

第一部分 鲁棒控制

第 1 章 绪论	1
1.1 采用鲁棒控制和自适应控制的目的.....	1
1.2 本书内容简介.....	2
1.3 飞行器飞行动态方程.....	2
1.4 飞行器动态方程简化.....	6
1.4.1 纵向动态	7
1.4.2 横侧向动态	9
1.4.3 自适应控制设计模型的一般表达式.....	11
1.5 线性时不变系统的控制器模型	12
1.6 欧氏空间中的矢量和矩阵范数	15
1.7 总结	16
1.8 习题	16
参考文献.....	17
第 2 章 最优控制和线性二次型调节器	18
2.1 简介	18
2.2 最优控制和哈密顿—雅可比—贝尔曼方程	19
2.2.1 哈密顿—雅可比—贝尔曼方程.....	19
2.2.2 小结.....	22
2.3 线性二次型调节器	23
2.3.1 小结.....	24
2.4 无限时间 LQR 问题.....	25
2.4.1 小结.....	26
2.5 状态反馈 LQR 的稳定裕度.....	28
2.6 LQR 设计及渐近性质	30
2.7 总结	32
2.8 习题	32
参考文献.....	34
第 3 章 指令跟踪及鲁棒伺服系统	35
3.1 简介	35
3.2 伺服系统设计模型	36

3.2.1 伺服系统设计模型的可控性	38
3.3 鲁棒伺服系统 LQR 设计方法	40
3.3.1 小结	42
3.4 总结	50
3.5 习题	50
参考文献	51
第4章 状态反馈 H_2 最优控制	52
4.1 简介	52
4.2 信号和系统范数	53
4.2.1 功率信号	53
4.2.2 系统范数	54
4.2.3 系统范数的计算	55
4.2.4 适定性和稳定性	56
4.3 频域稳定性和性能指标	56
4.4 基于频率权重的回路设计	58
4.5 状态反馈 H_2 最优控制	60
4.6 基于 γ 迭代的控制器设计	62
4.6.1 小结	64
4.7 总结	68
4.8 习题	69
参考文献	69
第5章 频域分析	70
5.1 简介	70
5.2 传递函数和传递函数矩阵	70
5.3 多变量系统稳定裕度	74
5.3.1 奇异值	74
5.3.2 奇异值性质	76
5.3.3 多变量系统奈奎斯特理论	77
5.3.4 多输入多输出系统的稳定裕度	80
5.3.5 $A+B$ 变元	83
5.3.6 奇异值稳定裕度	85
5.4 控制系统的鲁棒性分析	90
5.4.1 不确定系统的分析模型	92
5.4.2 基于奇异值的鲁棒性检验	97
5.4.3 实际稳定裕度	104
5.5 总结	115
5.6 习题	115
参考文献	117

第 6 章 输出反馈控制	118
6.1 基于射影控制的输出反馈问题	118
6.2 伴有回路传函恢复的线性二次型高斯问题	130
6.2.1 小结	133
6.3 基于 Lavretsky 法的回路传函恢复	142
6.3.1 小结	145
6.4 总结	153
6.5 习题	153
参考文献	155

第二部分 鲁棒自适应控制

第 7 章 直接模型参考自适应控制的研究目的与简介	156
7.1 模型参考控制设计实例	156
7.2 直接模型参考自适应控制介绍	159
7.3 含不确定参数的标量线性系统的模型参考自适应控制	162
7.4 模型参考自适应控制的起源和基础	163
7.5 习题	163
参考文献	164
第 8 章 李雅普诺夫稳定性	165
8.1 动态系统	165
8.2 解的存在性和唯一性	166
8.3 系统平衡	171
8.4 李雅普诺夫稳定性定义	172
8.5 李雅普诺夫稳定性理论	176
8.6 一致最终有界性	181
8.7 Barbalat 引理	186
8.8 总结	189
8.9 习题	190
参考文献	191
第 9 章 状态反馈直接模型参考自适应控制	192
9.1 简介	192
9.2 指令跟踪	193
9.3 标量系统直接 MRAC 设计	193
9.4 标量系统动态逆 MRAC 设计	200
9.5 多输入多输出系统的 MRAC 设计	205
9.6 总结	212
9.7 习题	212

参考文献	213
第 10 章 具有积分反馈的模型参考自适应控制	214
10.1 简介	214
10.2 控制器设计	215
10.3 最优基准控制器的 MRAC 增广	221
10.4 总结	228
10.5 习题	229
参考文献	229
第 11 章 鲁棒自适应控制	230
11.1 有界扰动条件下的 MRAC 设计	230
11.2 鲁棒 MRAC 设计修正	231
11.2.1 死区修正	231
11.2.2 σ 修正	235
11.3 e 修正	237
11.4 射影算子	239
11.5 基于射影理论的 MRAC 设计	244
11.6 总结	253
11.7 习题	254
参考文献	255
第 12 章 基于近似的自适应系统	256
12.1 研究目的	256
12.2 基本定义	256
12.3 前馈神经网络的逼近性质	259
12.4 状态约束条件下的自适应控制	260
12.5 总结	276
12.6 习题	276
参考文献	277
第 13 章 基于改进瞬态动态的自适应控制	278
13.1 研究目的	278
13.2 渐近阶和奇异摄动	283
13.3 代数 Riccati 方程的渐近性质	286
13.4 系统动态和控制问题构想	290
13.5 类观测器模型参考自适应控制	292
13.6 瞬态分析	295
13.7 总结	297
13.8 习题	297
参考文献	298

第 14 章 具有输出反馈的鲁棒自适应控制	299
14.1 简介	299
14.2 数学基础	300
14.3 系统动态和控制问题构想	302
14.4 输出反馈自适应控制器的设计与分析	304
14.5 挠性结构运输机的自适应控制	312
14.6 总结	320
14.7 习题	321
参考文献	321

第一部分 鲁棒控制

第1章 绪 论

1.1 采用鲁棒控制和自适应控制的目的

鲁棒控制可看作一种在线控制策略,它能对可能包含有界(在某种意义上)不确定性的系统(设备)进行调节校正。此类控制法往往利用反馈—前馈状态输出关系产生相应的控制输入,从而使设备输出沿预定“轨迹”变化。这里的主要思想是假设系统在动态过程中发生最坏“不可预知情况”条件下设计适合一类系统的控制律,无论系统是线性或非线性的。

抛开某些专项设计不谈,可以说所有规范的、可靠的控制方法都是基于模型的。类似于某一运算领域中所关注的进程,我们常常先从数学模型开始。在获得动态过程的显著效果和其他效果方面,该模型可能准确也可能不准确。为克服潜在的模型缺陷,我们寻求一种基于模型的鲁棒解决方案,它能够控制实际过程而不仅仅是模型。我们也希望有这样一种控制器,当存在不确定性时,其性能“平稳退化”。“平稳退化”这一特性是非常可取的,因为如果/当在预期的操作过程中系统发生前所未有的轻微状况变化时,它是控制器不会突然崩溃的唯一保证。

将鲁棒性融入控制方案应视为任何设计的主要指标之一。例如,在保证足够的稳定裕度的同时实现闭环稳定性和跟踪性能是主要目标,尤其是在处理实际过程的线性近似时。在第一部分中,将介绍实现这一目标的各种方法和技术。

一旦找到一种鲁棒控制方案,人们可能会问其鲁棒性和适用范围是否可以进一步扩展以涵盖动态分析中的更多不确定性。本书的第二部分将尝试利用源自自适应系统的方法来解决这个问题。我们将运用非线性设计工具,并证明的确可以构建能够处理状态依赖型的无界非线性不确定性的自适应控制器。

鲁棒控制器和自适应控制器两者的区别是什么?鲁棒控制器运行于最坏情况的假设下。此类控制器可能采取大量的动作来调节进程。与此相反,自适应控制器对过程不确定性进行在线估计,然后产生控制输入以预测、克服或尽量减少相对于预期闭环设备行为的不利偏差。除了自适应特性,此类控制器还可“学习”或者等效记忆。学习是指记忆/识别特定的模式,并根据已有的知识或“记忆”进行动作。反馈回路中的跟踪误差积分器是“学习”控制器的一个简单例子。它根据以往和当前的数据对校正误差进行积累和积分。自适应控制器是线性反馈积分器的非线性扩展。换句话说,自适应回路通过对系统跟踪误差的非线性函数积分形成其输出。

我们想强调的是,自适应控制不是所有问题的最终解决方案。这个概念仅代表针对更广泛类型的过程不确定性并保证其性能的一种规范控制器设计方法。

我们的专业经验源于针对各种空中平台设计鲁棒和自适应飞行控制器。时至今日,它们中的大多数仍在运行。历经数年,我们发现在发生意外状况时,从保持闭环稳定性、加强对不确定性的鲁棒性、实现所需性能这些意义上讲,效果最好的不是鲁棒控制器或自适应控制器,而是两个控制器的结合。(鲁棒 + 自适应)结构组合是我们控制设计“诀窍”,我们愿与读者分享。

1.2 本书内容简介

本书的写作目的是完整地介绍线性鲁棒控制方法,其次是对自适应系统进行探讨。第一部分介绍线性时不变连续系统的鲁棒控制方法。该部分可以作为对控制系统有基本了解的学生一个学期的课程。第二部分按复杂程度的递进介绍了一系列的自适应控制问题,首先详细介绍了线性系统的模型参考自适应控制器,最后介绍了一类非线性不确定动态系统的自适应输出反馈控制方法。该部分的数学前提包括线性代数和常微分方程的基本概念。在介绍自适应控制之前,先介绍并概述 Lyapunov 稳定性理论,它是该部分中所有设计和分析方法的基本工具。这些内容可在一个学期内教授完毕。另外,这些材料也可以简缩成 9 ~ 10 周的研究生课程。

本书的两个部分可以安排在同一课程中,从而可以先教授第一部分中选择的线性控制方法,其次介绍自适应控制技术的一个分属内容。例如,可以选择从线性最优控制开始,然后再讨论鲁棒和自适应控制器的组合方法用于单系统以减少不确定性。

最后,对于从事各种控制系统的鲁棒线性和/或自适应控制方法开发和应用的科研人员与控制工程实践从业人员,本书都具有很好的参考价值。

1.3 飞行器飞行动态方程

受航空航天应用的启发和激励,我们向读者介绍空中载体模型,如飞机。在我们看来,这些模型会引出很多有趣且富有挑战性的控制问题。即使不是所有读者都熟悉航空航天相关应用,本节内容还是很有帮助的,它可以作为揭示建模复杂性的一个例子,以支持实际系统和过程的控制综合。

为此,先建立 6 自由度(6 - DoF)刚性飞行器运动方程^[1-3]。这些动态方程可由牛顿第二运动定律推导而得,图 1.1 中建立了机体坐标系。

飞行器(视为刚体)有 3 个平移和 3 个转动自由度,从而可形成 6 自由度的运动。

平移运动可描述为前进速度 u (沿机身向前为 x 轴正方向)、横向速度 v (沿机身向右即右翼方向为 y 轴正方向)和垂直速度 w (沿机身向下为 z 轴正方向)。

三个转动自由度可表示为机身滚转角速度 p (绕 x 轴)、机身俯仰角速度 q (绕 y 轴)和机身偏航角速度 r (绕 z 轴)。围绕各自轴线(x, y, z)的逆时针旋转方向为角速度 (p, q, r) 正方向。

机体坐标系原点固定在飞机重心(CG),6 自由度飞行运动方程可以描述如下。

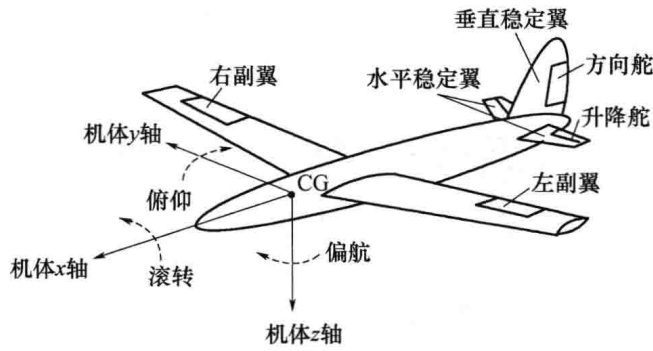


图 1.1 刚性飞行器配置、运动控制、轴系和自由度的定义

平移自由度为

$$m \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = - \left[\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \right] + \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} + \underbrace{m \|\vec{g}\|}_{\vec{g}} \begin{pmatrix} -\sin\theta \\ \cos\theta\sin\varphi \\ \cos\theta\cos\varphi \end{pmatrix}$$

转动自由度为

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = - \left[\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \times J \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \right] + \begin{pmatrix} \bar{L} \\ M \\ N \end{pmatrix} \quad (1.1)$$

式中： m 为飞机质量； $J \in R^{3 \times 3}$ 为机体惯性矩阵； (F_x, F_y, F_z) 和 (\bar{L}, M, N) 为作用于飞机机体的力和力矩在 (x, y, z) 方向的分量。用方括号表达式 $[a \times b]$ 代表矢量 a 和 b 的叉积，这个表达式也称为矢量积。它是一个矢量，其模为 $\|a\| \|b\| \sin\theta$ ， θ 是 a 和 b 之间的夹角（从 a 到 b 的逆时针方向为正）。由右手定则知，其方向垂直于 a 和 b 所在的平面。

在式(1.1)中， \vec{g} 是重力矢量， $g = \|\vec{g}\|$ 表示其模大小。重力矢量是在机体轴坐标中根据飞机倾斜角 φ （飞机右翼以下为正向）、俯仰角 θ （飞机机头向上为正向）、实际航向角 ψ （机头相对实际正北方向的顺时针旋转为正向）表示的（图 1.2）。

如果把飞机看作三维惯性空间中运动的刚体^[1-3]，这三个欧拉角 (φ, θ, ψ) 给出了飞机的惯性角方位。换句话说，这些角度描述机体坐标系相对于地球参考坐标系（惯性）的瞬时方位。

下面的运动学关系描述了欧拉角与飞机角速率 (p, q, r) 之间的动力学关系，即

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin\varphi\tan\theta & \cos\varphi\tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \frac{\sin\varphi}{\cos\theta} & \frac{\cos\varphi}{\cos\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (1.2)$$

根据式(1.1)和式(1.2)，飞机 6 自由度系统状态矢量为

$$\vec{x} = (u, v, w, p, q, r, \varphi, \theta, \psi)^T$$

且系统动力学状态数目 $n_x = 9$ 。

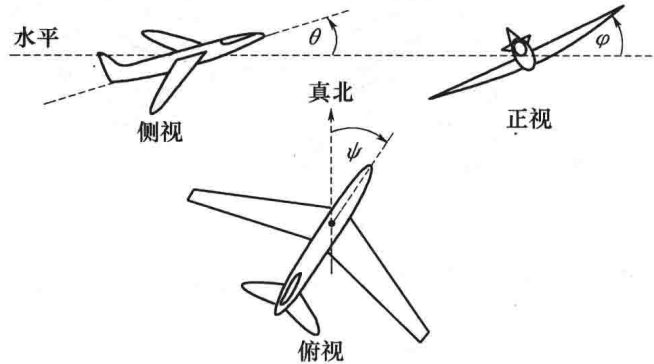


图 1.2 飞机分别在俯仰、倾斜和偏航时的正视、侧视与俯视图

如图 1.1 所示,飞机的主控制输入包括左副翼和右副翼 ($\delta_{\text{leftail}}, \delta_{\text{rightail}}$)、水平稳定翼 δ_h 、升降舵 δ_e 、垂直稳定翼 δ_v 和方向舵 δ_r 。如果飞机不是滑翔机,那么,还有另一种主要的控制输入——推力 δ_{th} ,它由安装在飞机机体的特定位置的螺旋桨或喷气发动机产生,水平稳定翼是可缓慢移动,其主要目的是要调整/均衡飞机纵向的力和力矩,而升降舵控制飞机的俯仰运动。垂直稳定翼是固定的,其目的是维持横侧向稳定性,而方向舵控制飞机的偏航运动。

对于传统的飞机而言,差动副翼 $\delta_a = \delta_{\text{leftail}} - \delta_{\text{rightail}}$ 是主要的滚转控制装置,升降舵 δ_e 用于俯仰控制,方向舵 δ_r 用于空速控制。忽略缓慢移动的水平稳定翼和垂直方向舵,矢量

$$\vec{u} = (\delta_{th}, \delta_a, \delta_e, \delta_r)^T$$

($n_u = 4$) 定义了飞机主要的控制输入,依次为空速、滚转、俯仰和偏航。适当选择个别控制输入,可以对飞机的动力学状态进行修正。

系统的输出信号可根据安装在飞机上的物理测量设备的可用性加以定义。例如,机体的角速率 (p, q, r) 可由位于机体重心附近的速率陀螺仪测得。此外,可配置相同的装置以产生三个欧拉角 (φ, θ, ψ)。同样地,每架飞机通常装备至少三个加速度计以对纵向、横向和垂直载荷进行在线测量,记为 (A_x, A_y, A_z)。每个装置测量在安装点及其轴线方向的加速度分量(单位为(英尺/s)/s 或 g-s)为

$$A_x = \frac{F_x}{mg}, A_y = \frac{F_y}{mg}, A_z = \frac{F_z}{mg}$$

此外,飞机测量系统包括 3 个气动数据的测量,它们是真空速 V_T 、攻角 (AOA) α 和侧滑角 (AOS) β 。其正式定义(忽略风-阵风分量)和图形表示(图 1.3)为

$$V_T = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}, \alpha = \arctan\left(\frac{w}{u}\right), \beta = \arcsin\left(\frac{v}{V_T}\right)$$

综合所有这些测量值得到系统输出

$$\vec{y} = (A_x, A_y, A_z, V_T, \beta, \alpha, p, q, r, \varphi, \theta, \psi)$$

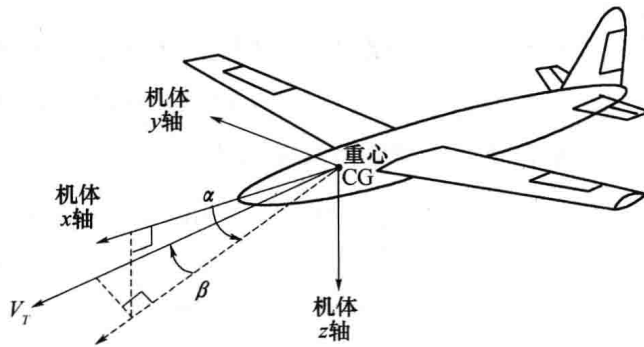


图 1.3 飞机空气动力学物理量:真空速,攻角和侧滑角

分量数目 $n_y = 12$ 。

空气动力常分解为两个垂直的分量、升力和阻力,如图 1.4 所示。

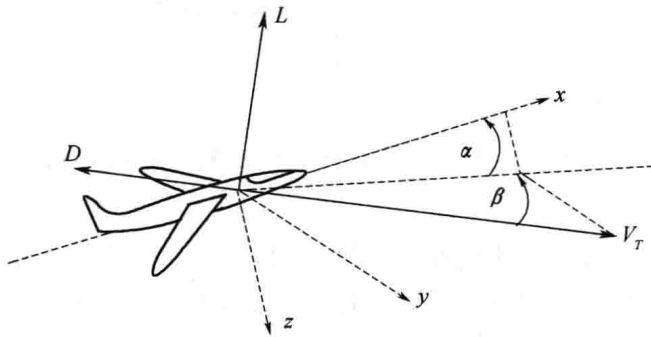


图 1.4 气动升力和阻力

气动升力垂直于飞机真空速矢量 V_T , 而阻力阻碍沿空速方向的运动。这两种力主要取决于攻角 α 、动压 $\bar{Q} = \frac{1}{2}\rho V_T^2$ (其中 ρ 为空气密度)、海拔高度 h 以及对飞机的控制设置。如果将合力分解成气动力分量和推力分量,即

$$F_x = X_a + X_T, F_y = Y_a + Y_T, F_z = Z_a + Z_T \quad (1.3)$$

那么,气动力 (X_a, Y_a, Z_a) 可写成升力和阻力的形式,即

$$\begin{aligned} X_a &= L \sin \alpha - D \cos \beta \cos \alpha \\ Y_a &= D \sin \beta \\ Z_a &= -L \cos \alpha - D \cos \beta \sin \alpha \end{aligned} \quad (1.4)$$

根据升力、阻力、真空速和攻角很容易重写飞机平移动态方程式(1.1)。关于飞行动态方面的书籍中都有相应的方程。在推导简化的控制模型时会用到这些关系。

一般来说,飞机运动方程式(1.1)代表了如下形式的多输入、多输出连续动力系统,即

$$\begin{aligned} \dot{\vec{x}} &= f(\vec{x}, \vec{u}) \\ \vec{y} &= h(\vec{x}, \vec{u}) \end{aligned} \quad (1.5)$$

式中:状态 $\vec{x} \in R^9$; 控制输入 $\vec{u} \in R^4$; 输出 $\vec{y} \in R^{12}$ 。

严格来讲,飞机动态还包括另一组方程。它们是飞机机体坐标速度 (u, v, w) 与惯性速度 $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{h})$ 之间的 3 个关系式。本质上,惯性速度通过把机体坐标速度矢量 $(u \ v \ w)^T$ 从机体坐标系转换到地球坐标系得到,即

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ -\dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}$$

当然,飞机惯性位置 (x, y, h) 可视为相应速度的积分,旨在引导飞机沿着预定轨迹移动的引导算法设计需要知道惯性速度和位置。此外,这些量在着陆和起飞阶段显得尤为重要。这种情况下,3 个惯性速度和位置可添加到系统输出 \vec{y} , 飞机动态变为 12 维且增广状态矢量为

$$\vec{X} = \underbrace{(u, v, w, p, q, r, \varphi, \theta, \psi, x, y, h)}_{\vec{x}}^T$$

以及重新定义的 18 维系统输出为

$$\vec{Y} = \underbrace{(A_x, A_y, A_z, V_T, \beta, \alpha, p, q, r, \varphi, \theta, \psi, \dot{x}, \dot{y}, \dot{h}, x, y, h)}_{\vec{y}}$$

事实证明,用完全耦合的飞机 6 自由度模型式(1.1)进行控制设计很可能会得到不切实际的控制方案,这些方案通常具有不必要的复杂性且由于模型参数的影响会产生不合要求的高灵敏度。这一现象代表了一种控制模型的挑战:当应用到实际过程或系统中时,控制模型具体到什么程度才能使得到的控制方案很简单有效,具有鲁棒性,且按照每项设计规范运行? 这个问题的答案当然在于感兴趣的应用。在下一节中,我们将构建简化的飞行动态学模型用于控制设计。

1.4 飞行器动态方程简化

飞机 6 自由度运动式(1.1)可以分解成在某一运行点(配平)附近的平均值或稳态值以及在配平状态附近的扰动动态。这种分解方法可以将整体非线性完全耦合的 6 自由度动态简化为容易处理的形式,适合于控制设计与分析。“配平飞机”概念指的是寻找始终作用于飞机的空气动力、推力、重力和力矩之间的平衡或均衡。在飞行中,将主要的控制输入设定在能达到预期的稳定飞行状态值,飞机就配平了。由飞行员或自动飞行控制系统执行配平功能。

用数学术语讲,就是求解式(1.5)的系统平衡对 $(\vec{x}_{eq}, \vec{u}_{eq})$, 使得平移加速度和角加速度为零。

平移自由度为

$$0 = - \left[\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \right] + \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} + m\vec{g}$$