



国防特色教材·控制科学与工程

National Defense  
TEXTBOOK



# 现代飞行控制系统设计

XIANDAI FEIXING KONGZHI XITONG SHEJI

章卫国 李爱军 李广文 刘小雄 编著



西北工业大学出版社

北京航空航天大学出版社

北京理工大学出版社

哈尔滨工业大学出版社

哈尔滨工程大学出版社



国防特色教材·控制科学与工程

# 现代飞行控制系统设计

章卫国 李爱军 李广文 刘小雄 编著

西北工业大学出版社

北京航空航天大学出版社 北京理工大学出版社  
哈尔滨工业大学出版社 哈尔滨工程大学出版社

## 内容简介

本书重点介绍了现代飞行控制系统的设计方法和近年来飞行控制系统的新发展和新技术。全书共分为8章。第1章,飞行动力学;第2章,现代飞行品质及其评价方法;第3章,LQG/LTR设计方法;第4章,定量反馈理论(QFT)设计方法;第5章,特征结构配置方法;第6章,电传飞行控制系统;第7章,主动控制技术;第8章,其他现代飞行控制系统。

本书大部分内容是结合作者多年科研成果编写而成的。本书可用做导航、制导与控制学科研究生的教材,也可用做高年级本科生及相关专业科技工作者的参考书。

## 图书在版编目(CIP)数据

现代飞行控制系统设计/章卫国等编著. —西安:西北工业大学出版社,2009.12  
ISBN 978-7-5612-2716-9

I. ①现… II. ①章… III. ①飞行控制系统—系统设计 IV. ①V249

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2010)第 002360 号

## 现代飞行控制系统设计

章卫国 李爱军 李广文 刘小雄 编著  
责任编辑 李阿盟

\*

西北工业大学出版社出版发行

西安市友谊西路 127 号(710072) 发行部电话:029-88493844 传真:029-88491147

<http://www.nwpup.com>

陕西向阳印务有限公司印装 各地书店经销

\*

开本:787×960 1/16 印张:20.5 字数:431千字

2009年12月第1版 2009年12月第1次印刷 印数:2000册

ISBN 978-7-5612-2716-9 定价:43.00元

# 前 言

近几十年来,随着飞机性能的不断提高,飞行控制技术发生了很大的变化,出现了主动控制技术、综合控制技术、自主飞行控制技术等先进的飞行控制技术,飞行控制系统与航电系统出现了高度综合化的趋势。现代高性能飞机对飞行控制系统提出了更高的要求,使用古典控制理论设计先进飞机的飞行控制系统已越来越困难。为了获得更好的飞行品质,许多现代控制方法被应用到飞机飞行控制系统的设计中。这些控制方法可以概括为三类:频域法,如线性二次型调节器/线性二次型高斯函数/回路传递恢复方法(LQR/LQG/LTR)、定量反馈理论(Quantitative Feedback Theory)方法和动态逆方法等;数值最优方法,如 $H_\infty$ 方法、 $\mu$ 综合方法等;时域法,如特征结构配置(Eigenstructure Assignment)方法。应该说明的是,到目前为止由于飞机的设计规范和评价体系仍然是用古典控制理论的概念来描述的,而且在大多数情况下古典控制方法仍十分有效,所以现代控制方法在当代飞机控制系统的设计中应用不是很广泛。但是人们对飞机飞行性能的不断追求和古典控制理论的局限性也促使人们坚持不懈地开展现代控制方法在飞机飞行控制系统中的应用研究。随着人们对飞机性能要求的提高,现代控制方法将在飞行控制系统的设计中取得更广泛的应用。

本书各章节具体内容为:第1章,飞行动力学,主要介绍作用在飞机上的力和力矩、飞机的静稳定性、飞机的飞行性能;第2章,现代飞行品质及其评价方法,主要介绍飞机的操纵性、飞行品质规范、等效系统、飞机纵侧向飞行品质和人-机闭环特性;第3章,LQG/LTR设计方法,主要介绍LQG/LTR设计方法的基本理论和设计步骤,并通过两个实例详细说明了该方法在飞行控制系统设计中的应用;第4章,定量反馈理论(QFT)设计方法,主要介绍QFT方法的基本理论和设计步骤,并通过两个实例详细说明了该方法在飞行控制系统设计中的应用;第5章,特征结构配置方法,主要介绍特征结构配置方法的基本理论和设计步骤,并通过两个实例详细说明了该方法在飞行控制系统设计中的应用;第6章,电传飞行控制系统,主要介绍电传飞行控制系统的特点、余度技术、典型飞机的电传飞行控制系统结构、控制律结构;第7章,主动控制技术,主要介绍放宽静稳定性、直接力控制、边界控制、阵风减缓及改善乘坐品质、机动载荷控制、主动颤振抑制等系统的

分析和设计方法;第8章,其他现代飞行控制系统,主要介绍光传飞行控制系统、飞行器管理系统、自修复飞行控制系统和综合控制系统。

本书是原国防科工委“十一五”国防特色规划教材。大部分内容是结合笔者多年教学及科研工作编写而成的,其内容反映了现代飞行控制系统的新发展和新技术,重点突出了现代飞行控制系统的设计方法、电传飞行控制系统与主动控制技术,对应用现代控制方法设计飞行控制系统有详细的阐述和丰富的实例。包括多年的教学经验总结以及部分科研成果。

本书由章卫国任主编,李爱军任副主编。第1,2章由章卫国、李广文编写,第3,4,5章由李爱军、李广文编写,第6,7章由章卫国、李爱军、刘小雄编写,第8章由李爱军、刘小雄编写。

马小娟、王蕾、秦媛、章萌、孙勇等研究生为本书的编写做了大量程序编写和仿真工作,在此表示感谢。

董新民教授、王青教授对本书进行了认真的审阅,提出了宝贵的修改意见,一并在致此致谢。

本书的出版得到了西北工业大学出版社的大力支持,对于编辑所付出的辛勤工作,在此表示衷心的感谢。

感谢所引用的参考文献的作者,他们的出色工作为本书增添了丰富的内容。

由于水平有限,书中难免有不足之处,恳请读者给予批评指正。

编者  
2009年7月

# 目 录

<b>第 1 章 飞行动力学</b> .....	1
1.1 引言 .....	1
1.2 描述飞机运动常用坐标系和常用运动参数 .....	1
1.2.1 坐标系的定义 .....	1
1.2.2 常用坐标系之间的转换 .....	4
1.3 作用在飞机上的力和力矩 .....	6
1.3.1 空气动力和力矩 .....	6
1.3.2 飞机的操纵机构及其偏转极性 .....	7
1.3.3 纵向气动力和力矩 .....	8
1.3.4 横侧向气动力和力矩.....	16
1.4 飞机的运动方程.....	23
1.4.1 基本假设.....	23
1.4.2 基本动力学方程.....	24
1.4.3 运动学方程.....	27
1.4.4 飞机运动方程的线性化.....	27
1.5 飞机纵向运动和横侧向运动方程及其线性化.....	31
1.5.1 纵向运动方程.....	31
1.5.2 纵向运动方程线性化.....	33
1.5.3 飞机的横侧运动.....	38
1.6 飞机纵向运动和横侧向运动的传递函数和典型运动模态.....	40
1.6.1 飞机纵向运动的典型示例、扰动运动的两种模态 .....	40
1.6.2 纵向运动模态及其物理成因.....	43
1.6.3 纵向运动的传递函数.....	44
1.6.4 横侧向运动的传递函数.....	46
1.6.5 飞机横侧运动典型示例.....	49
1.6.6 荷兰滚模态、螺旋和滚转模态 .....	50
小结 .....	52
复习思考题 .....	52

参考文献 .....	53
<b>第 2 章 现代飞行品质及其评价方法 .....</b>	<b>54</b>
2.1 概述 .....	54
2.2 飞机飞行品质规范的基本体制 .....	54
2.2.1 飞机的分类 .....	54
2.2.2 飞行任务阶段的种类 .....	55
2.2.3 飞行品质的等级 .....	55
2.3 飞机的稳定性和操纵性 .....	56
2.4 飞机飞行品质的常用评价准则 .....	58
2.4.1 等效系统的概念、原理和方法 .....	58
2.4.2 俯仰轴的飞行品质评价准则 .....	60
2.4.3 飞机法向飞行轨迹轴的要求 .....	72
2.4.4 飞机纵向速度轴的要求 .....	72
2.4.5 飞机滚转轴的飞行品质评价准则 .....	73
2.4.6 航向轴的飞行品质评价准则 .....	74
2.5 人-机闭环系统 .....	75
小结 .....	77
复习思考题 .....	77
参考文献 .....	77
<b>第 3 章 LQG/LTR 设计方法 .....</b>	<b>78</b>
3.1 多变量频域技术 .....	79
3.1.1 灵敏度与补灵敏度 .....	79
3.1.2 频域性能指标 .....	81
3.2 观测器设计 .....	84
3.3 卡尔曼滤波器 .....	86
3.4 基于分离定理的动态调节器设计 .....	90
3.5 线性二次型调节器的稳定裕度 .....	92
3.6 回路传递恢复 .....	93
3.7 飞行控制律设计实例 .....	97
3.7.1 俯仰姿态保持控制律设计 .....	97
3.7.2 协调转弯控制律设计 .....	101
小结 .....	107
复习思考题 .....	107

---

参考文献.....	109
<b>第 4 章 定量反馈理论(QFT)设计方法.....</b>	<b>111</b>
4.1 定量反馈理论基础 .....	111
4.1.1 Nichols 图.....	111
4.1.2 Nyquist 稳定判据 .....	114
4.1.3 闭环系统性能指标 .....	114
4.2 LTI/SISO 系统 QFT 设计原理和步骤 .....	117
4.2.1 QFT 的设计结构 .....	117
4.2.2 对象模板 .....	118
4.2.3 性能指标设计 .....	119
4.2.4 边界的种类与计算 .....	121
4.2.5 复合边界 .....	124
4.2.6 回路整定 .....	126
4.2.7 前置滤波器设计 .....	127
4.2.8 QFT 设计步骤小结 .....	128
4.3 LTI/MIMO 系统的 QFT 设计 .....	129
4.3.1 问题描述 .....	130
4.3.2 MIMO 系统到 MISO 系统的等效分解 .....	131
4.3.3 近似不相关设计方法 .....	134
4.3.4 设计步骤 .....	135
4.4 非最小相位/不稳定系统的 QFT 设计 .....	135
4.5 飞行控制律设计实例 .....	136
4.5.1 俯仰姿态保持控制律设计 .....	136
4.5.2 协调转弯控制律设计 .....	146
小结.....	155
复习思考题.....	155
参考文献.....	156
<b>第 5 章 特征结构配置方法.....</b>	<b>158</b>
5.1 特征值和特征向量对系统动态响应的影响 .....	158
5.2 全状态反馈 .....	159
5.3 输出反馈 .....	162
5.3.1 问题描述 .....	162
5.3.2 特征向量的可配置性 .....	162



5.3.3	反馈增益矩阵算法 .....	166
5.4	飞行控制律设计实例 .....	168
5.4.1	俯仰姿态保持控制律设计 .....	168
5.4.2	协调转弯控制律设计 .....	174
5.4.3	飞行品质评价 .....	179
小结	.....	180
复习思考题	.....	180
参考文献	.....	181
<b>第 6 章</b>	<b>电传飞行控制系统</b> .....	<b>183</b>
6.1	飞行控制系统的发展 .....	183
6.2	电传飞行控制系统的特点 .....	185
6.3	电传飞行控制系统的余度技术 .....	188
6.3.1	概述 .....	188
6.3.2	余度设计方法 .....	189
6.3.3	余度配置 .....	192
6.3.4	余度管理 .....	193
6.4	电传飞行控制系统的结构 .....	195
6.4.1	空客 A320 飞机电传飞行控制系统 .....	195
6.4.2	空客 A340 飞机电传飞行控制系统 .....	198
6.4.3	空客 A380 飞机电传飞行控制系统 .....	201
6.4.4	F—16 飞机电传飞行控制系统 .....	203
6.5	电传飞行控制系统的控制律结构 .....	205
6.5.1	控制律的余度 .....	206
6.5.2	正常控制律结构 .....	206
6.5.3	备选控制律结构 .....	209
6.5.4	直接控制律结构 .....	210
小结	.....	210
复习思考题	.....	211
参考文献	.....	211
<b>第 7 章</b>	<b>主动控制技术</b> .....	<b>212</b>
7.1	概述 .....	212
7.2	放宽静稳定性 .....	213
7.2.1	飞机静稳定性的定义 .....	213

7.2.2	放宽静稳定性的原因 .....	214
7.2.3	放宽静稳定性的实现 .....	215
7.2.4	常用的补偿方式 .....	217
7.3	直接力控制 .....	221
7.3.1	概述 .....	221
7.3.2	直接升力的产生 .....	223
7.3.3	直接升力的作用点及非常规纵向机动模态 .....	224
7.3.4	直接侧力的产生 .....	229
7.3.5	直接侧力的作用点及非常规侧向机动模态 .....	230
7.3.6	直接阻力/推力控制 .....	233
7.3.7	飞行控制系统设计实例 .....	233
7.4	飞行边界保护 .....	246
7.4.1	边界保护简介 .....	246
7.4.2	法向过载限制 .....	247
7.4.3	迎角限制 .....	247
7.4.4	空速限制 .....	251
7.4.5	俯仰姿态边界保护 .....	252
7.4.6	倾斜角限制 .....	252
7.4.7	侧滑角限制 .....	253
7.4.8	边界迎角控制律设计与仿真 .....	254
7.5	机动载荷控制 .....	256
7.5.1	大型飞机的机动载荷控制 .....	256
7.5.2	歼击机的机动载荷控制 .....	258
7.5.3	AFTI/F-16 的机动载荷控制实现方案 .....	259
7.6	阵风减缓及改善乘坐品质 .....	261
7.6.1	概述 .....	261
7.6.2	阵风 .....	263
7.6.3	大气紊流 .....	264
7.6.4	阵风减缓系统 .....	266
7.7	主动颤振抑制 .....	270
7.7.1	颤振机理分析 .....	270
7.7.2	主动颤振抑制系统 .....	273
7.7.3	主动颤振抑制的频率加权最优二次型方法 .....	274
7.7.4	主动颤振抑制的鲁棒控制方法 .....	279
小结	.....	284

复习思考题.....	284
参考文献.....	285
<b>第 8 章 其他现代飞行控制系统.....</b>	<b>287</b>
8.1 光传飞行控制系统 .....	287
8.1.1 光传飞行控制系统的发展 .....	288
8.1.2 光传飞行控制系统的特点 .....	288
8.1.3 光传飞控系统实现的关键技术 .....	290
8.2 飞行器管理系统 .....	294
8.2.1 VMS 的组成.....	295
8.2.2 VMS 的综合.....	296
8.2.3 先进战斗机的飞行器管理系统 .....	298
8.2.4 小结 .....	299
8.3 自修复飞行控制系统 .....	300
8.3.1 自修复飞控系统的结构和功能 .....	300
8.3.2 自修复飞控系统的研究进展 .....	302
8.4 综合控制系统 .....	303
8.4.1 概述 .....	303
8.4.2 综合飞行/推进控制系统.....	305
8.4.3 综合飞行/火力控制系统.....	309
8.4.4 综合飞行/火力/推进控制系统 .....	312
小结.....	314
复习思考题.....	315
参考文献.....	315

# 第 1 章 飞行动力学

## 1.1 引言

飞机飞行动力学是力学的一个分支,其任务是建立描述飞机运动动力学(或数学)模型,并在此基础上对所设计飞机的稳定性和操纵性进行分析。飞机的动力学建模一般要考虑以下几方面的内容:

(1) 飞机本体的动力学模型,根据研究问题的不同要求,可以将飞机本体视为质点、刚体或弹性体。

(2) 飞机的运动学模型,根据研究问题的要求,可以选择不同的坐标轴系,对飞机的空间位置、方位角以及它们之间的关系进行描述。

(3) 对飞行过程中作用在飞机上的气动力、力矩的数学描述。

(4) 对飞机飞行过程中作用在飞机上的发动机作用力、力矩的描述。

本章主要介绍描述飞机飞行动力学的常用坐标系、必要的运动变量、作用在飞机上的气动力、力矩和适合于飞行控制系统设计与分析的飞机运动方程。

## 1.2 描述飞机运动常用坐标系和常用运动参数

### 1.2.1 坐标系的定义

刚体飞行器的空间运动可以分为两部分:质心运动和绕质心的运动。描述飞行器的空间运动要用到六个自由度:质心的三个线运动和刚体绕质心的三个角运动。飞机的空间运动是由作用在飞机上的重力、发动机推力和空气动力及其相应力矩而产生的,由于这些力和力矩产生的原因是各不相同的,适当地选择坐标系才能够对这些力和力矩进行准确简洁的描述。因此,坐标轴系对于描述飞机的空间运动状态是非常重要的。如地面坐标系对描述飞机的重力较为方便,气动力矩在机体坐标系中描述最为简单,而气动力在气流坐标系统中表述最简洁。

由此可见,合理地选择不同的坐标系来定义和描述飞机的各类运动参数,是建立飞机运动模型,进行飞行控制系统分析和设计的重要环节。由于飞机运动模型的参数是定义在不同坐标系上的,那么在建模过程中需要通过坐标系变换进行向量的投影分解,所以本节首先定义和讨论必要的坐标系以及坐标系之间的变换方法。

### 1. 假设条件

在一般情况下,由于飞机均在大气层内飞行,其飞行高度有限,为了简化所研究问题的复杂性,有必要进行下列合理假设:

- (1) 忽略地球曲率,即采用所谓的“平板地球假设”。
- (2) 认为地面坐标系为惯性坐标系。

### 2. 常用坐标系定义

(1) 地面坐标系  $S_g(o_g x_g y_g z_g)$ 。原点  $o_g$  为地面上任意一点,  $o_g x_g$  轴指向任意方向,  $o_g z_g$  轴垂直于地面且指向地心,  $x_g o_g y_g$  为水平面(地平面),符合右手螺旋规则,如图 1.1(a) 所示。

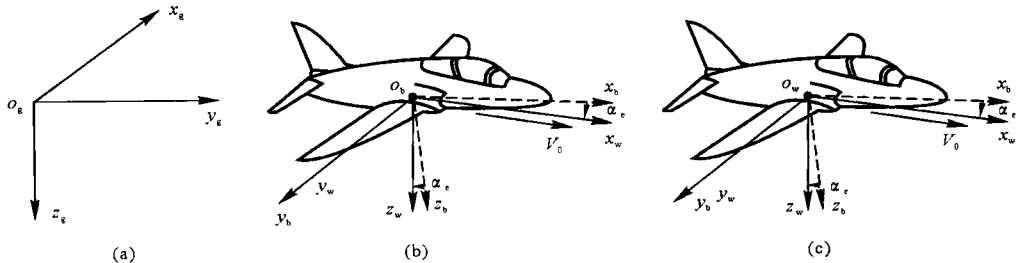


图 1.1 常用坐标系

(a) 地面坐标系; (b) 机体坐标系; (c) 气流坐标系

(2) 机体坐标系  $S_b(o_b x_b y_b z_b)$ 。原点  $o_b$  在飞机质心处,  $o_b x_b$  轴取飞机设计轴且指向机头方向,  $o_b z_b$  轴在飞机对称面内且垂直于  $o_b x_b$  轴并指向下方,  $o_b y_b$  轴垂直于  $x_b o_b z_b$  面指向飞机右侧,符合右手螺旋规则,如图 1.1(b) 所示。

(3) 气流坐标系  $S_w(o_w x_w y_w z_w)$ ,也称速度坐标系。原点  $o_w$  在飞机质心处,  $o_w x_w$  轴取飞机速度方向且与其重合,  $o_w z_w$  轴在飞机对称面内垂直于  $o_w x_w$  轴指向下方,  $o_w y_w$  轴垂直于  $x_w o_w z_w$  面且指向飞机右侧,符合右手螺旋规则,如图 1.1(c) 所示。

(4) 稳定坐标系  $S_s(o_s x_s y_s z_s)$ 。原点  $o_s$  在飞机质心处,坐标系与飞机固连,  $o_s x_s$  轴与飞行速度矢量  $V$  在飞机对称平面内的投影重合,  $o_s z_s$  轴在飞机对称面内且与  $o_s x_s$  轴垂直并指向机腹下方,  $o_s y_s$  轴与机体轴  $o_b y_b$  轴重合。

(5) 航迹坐标系  $S_k(o_k x_k y_k z_k)$ 。原点  $o_k$  在飞机质心处,该坐标系与飞机固连,  $o_k x_k$  轴与飞行速度矢量  $V$  方向一致,  $o_k z_k$  轴在包含速度矢量  $V$  的铅垂面内且与  $o_k x_k$  轴垂直并指向下方,  $o_k y_k$  轴垂直于  $x_k o_k z_k$  平面,指向由右手螺旋准则确定。

### 3. 飞机的运动参数

(1) 姿态角。飞机的姿态角是由机体坐标系和地面坐标系之间的关系确定的,也称为欧

拉角,如图 1.2 所示。

1) 俯仰角  $\theta$ —— $o_b x_b$  轴与地平面  $x_g o_g y_g$  平面的夹角,当  $\phi=0$  时,  $\dot{\theta}$  与  $o_b y_b$  轴方向一致;

2) 偏航角  $\psi$ —— $o_b x_b$  轴在地平面  $x_g o_g y_g$  平面的投影与  $o_g x_g$  轴的夹角,  $\dot{\psi}$  与  $o_g z_g$  轴方向一致,垂直于地平面;

3) 滚转角  $\phi$ —— $o_b z_b$  轴与包含  $o_b x_b$  轴的垂直平面的夹角,  $\dot{\phi}$  与  $o_b x_b$  轴方向一致。

(2) 航迹角。飞机的航迹角是由气流坐标系与地面坐标系之间的关系确定的。

1) 航迹倾斜角  $\gamma$ ——速度矢量与地平面  $x_g o_g y_g$  之间的夹角;

2) 航迹方位角  $\chi$ ——速度矢量在地平面  $x_g o_g y_g$  的投影与  $o_g x_g$  轴的夹角;

3) 航迹滚转角  $\mu$ —— $o_w z_w$  轴与包含  $o_w x_w$  轴的垂直平面的夹角。

(3) 气流角。气流角又称气动角,是由飞行速度矢量与机体坐标系之间的关系确定的。

1) 迎角  $\alpha$ ,也称攻角——飞机速度矢量在飞机对称面的投影与  $o_b x_b$  轴的夹角,当  $\phi=0$  时,  $\alpha = \theta - \gamma$ ;

2) 侧滑角  $\beta$ ——飞机速度矢量与飞机对称面的夹角,当  $\phi=0$  时,  $\beta = \psi - \chi$ 。

(4) 机体坐标系的角速度分量。机体坐标系的三个角速度分量  $p, q, r$  是机体坐标系相对于地面坐标系的转动角速度  $\omega$  在机体坐标系各轴上的分量。

1) 角速度  $p$ ,与机体轴  $o_b x_b$  重合一致;

2) 角速度  $q$ ,与机体轴  $o_b y_b$  重合一致;

3) 角速度  $r$ ,与机体轴  $o_b z_b$  重合一致。

注意:上述三个角速度分量,在有些教材和工程资料中分别表述成滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度,其实是不准确的。这样容易被理解成滚转角速度  $\dot{\phi}$ ,俯仰角速度  $\dot{\theta}$  和偏航角速度  $\dot{\psi}$ ,而  $p$  只有在俯仰角  $\theta$  为零且偏航角也为零时才等于  $\dot{\phi}$ , $q$  只有在飞机无滚转且无偏航时才等于  $\dot{\theta}$ , $r$  只有在无滚转或无偏航时才等于  $\dot{\psi}$ 。 $p, q, r$  实际上是飞机转动角速度在机体坐标系上的三个投影分量。但在后面的讲述过程中,为了表述方便,仍称  $p$  为滚转角速度, $q$  为俯仰角速度, $r$  为偏航角速度,这只是为了照顾工程习惯而引入的说法。机体坐标系的三个角速度分量  $p, q, r$  与姿态角变化率之间的关系如图 1.3 所示。由该图可以看出:

$$\begin{aligned} p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ q &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ r &= -\dot{\theta} \sin \phi + \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi \end{aligned}$$

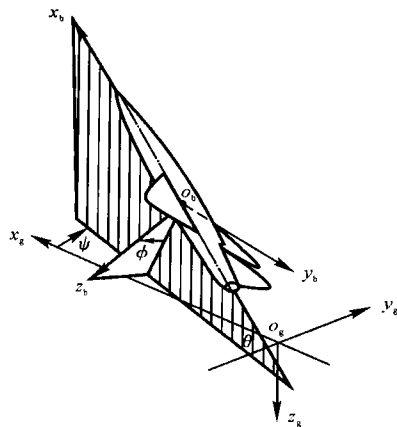


图 1.2 姿态角

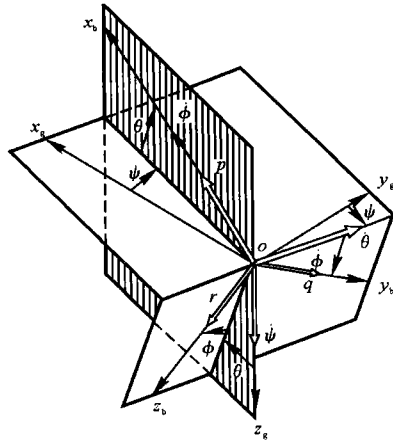


图 1.3 机体坐标系的三个角速度分量与姿态角变化率之间的关系

(5) 机体坐标系的速度分量。机体坐标系的三个速度分量 $(u, v, w)$ 是飞行速度 $V$ 在机体坐标系各轴上的分量。

- 1)  $u$ , 与机体轴  $o_b x_b$  重合一致;
- 2)  $v$ , 与机体轴  $o_b y_b$  重合一致;
- 3)  $w$ , 与机体轴  $o_b z_b$  重合一致。

### 1.2.2 常用坐标系之间的转换

为了方便地描述飞机的空间运动状态,必须选择合适的坐标系。通常将作用在飞机机体上的力和力矩分别投影到机体坐标系中来分析飞机的角运动,而气流坐标系主要通过两个气流角 $\alpha$ 和 $\beta$ 来描述飞机相对于气流的位置,进而确定作用在飞机上空气动力的大小。如果选机体坐标系来描述飞机的空间转动状态,则推力可以直接在机体坐标系中表示,而气动力则要从气流坐标系转换到机体坐标系,重力则需要从地面坐标系转换到机体坐标系,这样才能够使得在不同坐标系中表述的力统一到所选定的坐标系中,进而建立沿各个坐标轴的力的方程以及绕各轴的力矩方程。所以,坐标系之间的转换是建立飞机运动方程不可缺少的重要环节。

(1) 机体坐标系和气流坐标系之间的转换。

1) 从机体坐标系  $S_b(o_b x_b y_b z_b)$  转动迎角  $\alpha$  到稳定坐标系  $S_s(o_s x_s y_s z_s)$ , 即有

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

2) 再从稳定坐标系  $S_s(o_s x_s y_s z_s)$  转动侧滑角  $\beta$  到气流坐标系  $S_w(o_w x_w y_w z_w)$ , 即

$$\begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

3) 由机体坐标系  $S_b(o_b x_b y_b z_b)$  到气流坐标系  $S_a(o_a x_a y_a z_a)$  的转换阵为

$$\mathbf{S}_{a\phi} = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\beta & \sin\alpha\cos\beta \\ -\cos\alpha\sin\beta & \cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

(2) 地面坐标系到机体坐标系的方向余弦矩阵。

1) 从地面坐标系  $S_g$  转动偏航角  $\psi$  到过渡坐标系  $S'(ox'y'z')$ , 即

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

2) 从过渡坐标系  $S'(ox'y'z')$  转动俯仰角  $\theta$  到过渡坐标系  $S''(ox''y''z'')$ , 即

$$\begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} \quad (1.5)$$

3) 从过渡坐标系  $S''(ox''y''z'')$  转动滚转角  $\phi$  到机体坐标系  $S_b(o_b x_b y_b z_b)$ , 即

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} \quad (1.6)$$

4) 由地面坐标系  $S_g$  到机体坐标系的转换阵为

$$\mathbf{S}_{\psi\theta\phi} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ (\sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi) & (\sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi) & \sin\phi\cos\theta \\ (\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi) & (\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi) & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (1.7)$$

(3) 地面坐标系与气流坐标系的转换。

$$\mathbf{X}_{\text{wind}} = \mathbf{S}_{\gamma\chi\mu} \mathbf{X}_{\text{earth}}$$

$$\mathbf{S}_{\gamma\chi\mu} = \begin{bmatrix} \cos\gamma\cos\chi & \cos\gamma\sin\chi & -\sin\gamma \\ \sin\gamma\cos\chi\sin\mu - \sin\chi\cos\mu & \sin\gamma\sin\chi\sin\mu + \cos\chi\cos\mu & \cos\gamma\sin\mu \\ \sin\gamma\cos\chi\cos\mu + \sin\chi\sin\mu & \sin\gamma\sin\chi\cos\mu - \cos\chi\cos\mu & \cos\gamma\cos\mu \end{bmatrix} \quad (1.8)$$

(4) 地面坐标系与航迹坐标系之间的转换。

$$\mathbf{X}_{\text{path}} = \mathbf{S}_{\gamma\chi} \mathbf{X}_{\text{earth}}$$

$$\mathbf{S}_{\gamma\chi} = \begin{bmatrix} \cos\gamma\cos\chi & \cos\gamma\sin\chi & -\sin\gamma \\ -\sin\chi & \cos\chi & 0 \\ \sin\gamma\cos\chi & \sin\gamma\sin\chi & \cos\gamma \end{bmatrix} \quad (1.9)$$



(5) 航迹坐标系与气流坐标系之间的转换。

$$\mathbf{X}_{\text{wind}} = \mathbf{S}_\mu \mathbf{X}_{\text{path}}$$

$$\mathbf{S}_\mu = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\mu & \sin\mu \\ 0 & -\sin\mu & \cos\mu \end{bmatrix} \quad (1.10)$$

## 1.3 作用在飞机上的力和力矩

飞机在空气中飞行时所受的空气动力可以归结为一个作用于飞机质心的合力  $R_z$  和一个绕质心的合力矩  $M_z$ 。这些力和力矩都可以在上一节中所述的坐标系中分解,并通常采用量纲-气动力系数和量纲-力矩系数来表示。

### 1.3.1 空气动力和力矩

#### 1. 总气动力 $R_z$ 沿气流坐标系的分解

总气动力  $R_z$  沿气流坐标系各轴的分量分别为  $X_A, Y_A, Z_A$ , 通常用  $D$  和  $L$  分别表示阻力和升力, 所以有  $D = -X_A, L = -Z_A$ , 总气动力  $R_z$  沿气流坐标系各轴的分解如图 1.4 所示。阻力  $D$  (Drag)、侧力  $Y_A$  和升力  $L$  的量纲-气动力系数分别为:

- 1) 阻力系数(沿  $ox_w$  轴的分量)  $C_D = \frac{D}{QS_w}$ , 向后为正;
- 2) 侧力系数(沿  $oy_w$  轴的分量)  $C_Y = \frac{Y_A}{QS_w}$ , 向右为正;
- 3) 升力系数(沿  $oz_w$  轴的分量)  $C_L = \frac{L}{QS_w}$ , 向上为正。

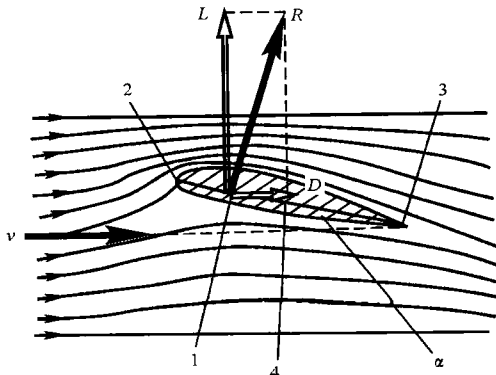


图 1.4 总气动力  $R_z$  沿气流坐标系各轴的分解