

# 高等飞行动力学

何植岱 高 浩 编著

西北工业大学出版社

33 06530 5

V212

21 310

# 高等飞行动力学

何植岱 高 浩 编著

西北工业大学出版社

1990年9月 西安

## 内 容 简 介

本书是以飞机飞行力学专业的硕士及博士研究生为对象编写的教材，对从事该专业研究和设计的工作者也是一本难得的参考书。

全书内容极为丰富，除飞行力学学科传统的基本理论外，还包括了飞行力学和飞机控制系统及控制理论相结合的边缘性及前沿性课题，如弹性飞行器、紊流环境、人机系统等条件下的飞行力学课题。书中结合具体飞行器给出了大量算例、曲线及习题。借此，读者不但能加深对问题的理解，而且也是宝贵的资料。

## 高 等 飞 行 动 力 学

何植岱 高 浩 编著

责任编辑 王俊轩

责任校对 钱伟峰

西北工业大学出版社出版发行

(西安市友谊西路 127 号)

陕西省新华书店经销

西北工业大学出版社印刷厂印装

ISBN 7-5612-0284-9/V·12

开本 787×1092 毫米 1/16 20.5 印张 2 插页 494 千字

1990 年 9 月第 1 版 1990 年 9 月第 1 次印刷

印数 1—1000 册 定价: 25.00 元

# 前 言

本书可用作高等院校飞机飞行力学、空气动力学、飞机自动控制及飞机设计等专业的硕士及博士研究生的教学用书，也可作为航空科研设计单位和工厂中从事飞行力学工作者的参考书。

在学习本书以前，读者一般应具有大学航空系科本科生所必须掌握的飞行力学知识。

通过多年的教学实践，编者认为，我国现有的研究生飞行力学教材在基础知识及深度方面大体上满足教学要求，但一般存在两个缺陷：第一，教材实用性不够。主要表现在与实际飞机结合的飞行力学知识较少，算例少而陈旧。在进行硕士论文过程中以及毕业后，研究生常表现出缺乏从事飞行力学工作的能力。第二，教材涉及面不够广。对于一些极其重要的现代飞行力学课题、如弹性飞机稳定性及动态反应问题，飞机自动控制问题，大迎角非线性飞行力学问题等，缺乏必要的系统介绍。为此，一些高校针对上述问题增设了专门的课程并编写了有关教材，但这又使组织教学较为困难，而且各种专题性的教材间常缺乏连贯性和统一性。

另一存在于我国飞行力学界的实际问题是：自从1979年科学出版社翻译出版B·埃特肯教授的《大气飞行动力学》一书后，国内至今尚未另行公开出版适于研究生所需的教学用书。

为了解决现有教材中内容上的缺陷和供应中的不足，作者们在多年教学实践与科研成果的基础上完成了本书。在编写本书的过程中，重点参考了J·若思康教授(J·Roskam)的“Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control”一书的第二部分(1981年版)。

本书第五章以前内容由何植岱编写，第六至十一章内容由高浩编写。

限于编者水平，本书中必定存在一些错误和缺点，热忱欢迎各方面的专家和广大读者批评指正。

**编著者**

1990年4月于西安

# 符 号 表

| 符 号                                          | 定 义                          | 常用单位                      |
|----------------------------------------------|------------------------------|---------------------------|
| $A$                                          | 展弦比                          |                           |
| $A_1 = \frac{I_{x\alpha}}{I_{\alpha\alpha}}$ |                              |                           |
| $A_{ij}, a_{ij}$                             | 空气动力影响系数                     | m/rad                     |
| $a$                                          | 音速, 加速度                      | m/sec, m/sec <sup>2</sup> |
| $b$                                          | 翼展                           | m                         |
| $B_1 = \frac{I_{xz}}{I_{zz}}$                |                              |                           |
| $\bar{c}$                                    | 平均气动弦                        | m                         |
| $C_L = \frac{L}{qS}$                         | 升力系数                         |                           |
| $C_D = \frac{D}{qS}$                         | 阻力系数                         |                           |
| $C_m = \frac{M}{qS\bar{c}}$                  | 俯仰力矩系数                       |                           |
| $C_l = \frac{L}{qSb}$                        | 滚转力矩系数                       |                           |
| $C_n = \frac{N}{qSb}$                        | 偏航力矩系数                       |                           |
| $C_N$                                        | 法向力系数                        |                           |
| $C_h = \frac{HM}{qSc}$                       | 以操纵面 $S$ 及其弦长 $c$ 为基准的铰链力矩系数 |                           |
| $C_x$                                        | $x$ 方向力系数                    |                           |
| $C_z$                                        | $z$ 方向力系数                    |                           |
| $C_T = \frac{T}{qS}$                         | 推力系数                         |                           |
| $C_1 = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{yy}}$       |                              |                           |
| $C_{ij}, c_{ij}$                             | 结构影响系数                       | rad/N                     |
| $C(s)$                                       | 系统输出的拉普拉斯变换式                 |                           |
| $D$                                          | 阻力                           | N                         |
| $D_1 = \frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{xx}}$       |                              |                           |
| $d$                                          | 弹性位移矢量                       | m                         |

续表

| 符 号                                    | 定 义                     | 常用单位                                        |
|----------------------------------------|-------------------------|---------------------------------------------|
| $E_1 = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}$ |                         |                                             |
| $E$                                    | 杨氏模数                    | $\text{N/m}^2$                              |
| $F$                                    | 作用力                     | $\text{N}$                                  |
| $f$                                    | 扰动力                     | $\text{N}$                                  |
| $F_1 = \frac{I_{xx}}{I_{yy}}$          |                         |                                             |
| $g$                                    | 重力加速度                   | $\text{m/sec}^2$                            |
| $G$                                    | 传动比, 剪切模数               | —, $\text{N/m}^2$                           |
| $G(s)$                                 | 系统前向传递函数                |                                             |
| $h, h$                                 | 角动量                     | $\text{kg} \cdot \text{m} \cdot \text{sec}$ |
| $HM$                                   | 铰链力矩                    | $\text{N} \cdot \text{m}$                   |
| $I$                                    | 惯矩                      | $\text{kg} \cdot \text{m}^2$                |
| $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$               | 分别为绕 $x, y, z$ 轴之惯矩     | $\text{kg} \cdot \text{m}^2$                |
| $I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$               | 对相应平面的惯积                | $\text{kg} \cdot \text{m}^2$                |
| $i_H$                                  | 水平尾翼偏角                  | $\text{deg}$                                |
| $k = \frac{\omega \zeta}{2V_P}$        | 减缩频率或斯特罗哈数              |                                             |
| $K$                                    | 增益常数, 误差常数              |                                             |
| $L$                                    | 滚转力矩、升力                 | $\text{N} \cdot \text{m}, \text{N}$         |
| $l$                                    | 扰动滚转力矩                  | $\text{N} \cdot \text{m}$                   |
| $\mathcal{L}$                          | 拉普拉斯变换                  |                                             |
| $L_u, L_v, L_w$                        | 分别为 $x, y, z$ 方向突风的紊流尺度 | $\text{m}$                                  |
| $m$                                    | 飞机质量, 扰动俯仰力矩            | $\text{kg}, \text{N} \cdot \text{m}$        |
| $M$                                    | 力矩矢量                    | $\text{N} \cdot \text{m}$                   |
| $M$                                    | 俯仰力矩, 马赫数               | $\text{N} \cdot \text{m}, \text{—}$         |
| $N$                                    | 偏航力矩                    | $\text{N} \cdot \text{m}$                   |
| $n$                                    | 扰动偏航力矩, 载荷因子            | $\text{N} \cdot \text{m}, \text{—}$         |
| $P$                                    | 滚转角速度, 系统极点             | $\text{rad/sec}, \text{sec}^{-1}$           |
| $p$                                    | 扰动滚转角速度                 | $\text{rad/sec},$                           |
| $Q$                                    | 俯仰角速度                   | $\text{rad/sec}$                            |
| $q$                                    | 扰动俯仰角速度                 | $\text{rad/sec}$                            |
| $q$                                    | 动压                      | $\text{N/m}^2$                              |
| $R$                                    | 偏航角速度                   | $\text{rad/sec}$                            |
| $r$                                    | 扰动偏航角速度                 | $\text{rad/sec}$                            |
| $R(s)$                                 | 系统输入的拉普拉斯变换式            |                                             |
| $S$                                    | 机翼面积                    | $\text{m}^2$                                |

续表

| 符 号              | 定 义                    | 常用单位                                |
|------------------|------------------------|-------------------------------------|
| $s$              | 拉普拉斯算子                 | 1/sec                               |
| $T$              | 推力, 周期                 | N, sec                              |
| $T_2$            | 倍增时                    | sec                                 |
| $T_{1/2}$        | 半衰期                    | sec                                 |
| $t$              | 时间                     | sec                                 |
| $U$              | 沿 $x$ 方向前进速度           | m/sec                               |
| $u$              | 扰动前进速度                 | m/sec                               |
| $U(s)$           | 系统扰动输入的拉普拉斯变换式         |                                     |
| $V$              | 沿 $y$ 方向侧向速度           | m/sec                               |
| $v$              | 扰动侧向速度                 | m/sec                               |
| $V_H$            | 水平尾翼体积比系数              |                                     |
| $V_V$            | 垂直尾翼体积比系数              |                                     |
| $W$              | 沿 $z$ 方向向下速度           | m/sec                               |
| $w$              | 扰动向下速度                 | m/sec                               |
| $X, x$           | 沿 $x$ 方向距离             | m                                   |
| $Y, y$           | 沿 $y$ 方向距离             | m                                   |
| $Z, z$           | 系统零点, 沿 $z$ 方向距离       | 1/sec, m                            |
| $\rho$           | 大气密度                   | kg·sec <sup>2</sup> /m <sup>4</sup> |
| $\Psi, \psi$     | 方位角(大小写分别代表全量和扰动量, 下同) | rad                                 |
| $\Theta, \theta$ | 俯仰角                    | rad                                 |
| $\Phi, \varphi$  | 滚转角                    | rad                                 |
| $\phi$           | 相位角, 功率谱密度             | rad, m <sup>2</sup>                 |
| $\gamma$         | 飞行轨迹角                  | rad                                 |
| $\alpha$         | 迎角                     | rad                                 |
| $A$              | 后掠角                    | deg                                 |
| $\lambda$        | 梯形比, 波长, 特征方程根         | —, m, —                             |
| $\beta$          | 侧滑角                    | rad                                 |
| $e_T$            | 扭转角                    | deg, rad                            |
| $e$              | 下洗角, 误差讯号              | rad, —                              |
| $\delta_A$       | 副翼偏角                   | deg, rad                            |
| $\delta_R$       | 方向舵偏角                  | deg, rad                            |
| $\delta_S$       | 扰流片偏角                  | deg, rad                            |
| $\delta_E$       | 升降舵角                   | deg, rad                            |
| $\delta_F$       | 襟翼偏角                   | deg, rad                            |
| $\delta_T$       | 调整片偏角                  | deg, rad                            |

续表

| 符 号                               | 定 义               | 常用单位                 |
|-----------------------------------|-------------------|----------------------|
| $\Gamma$                          | 上反角               | deg, rad             |
| $\sigma$                          | 密度比, 突风速度均方根值     | —, m/sec             |
| $\omega$                          | 角速度、频率            | rad/sec              |
| $\omega_n$                        | 无阻自然频率            | rad/sec              |
| $\omega_c$                        | 截止频率              | rad/sec <sup>2</sup> |
| $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$    | 沿 $x, y, z$ 方向之应力 | N/m <sup>2</sup>     |
| $\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}$ | 在指定平面的剪应力         | N/m <sup>2</sup>     |
| $\mu$                             | 泊松比               |                      |

| 下 标   | 含 义              | 下 标       | 含 义                |
|-------|------------------|-----------|--------------------|
| $A$   | 飞机, 空气动力         | $R$       | 刚性                 |
| $ac$  | 空气动力中心           | $r$       | 滚转收敛模态             |
| $app$ | 进场               | $ref$     | 基准值                |
| $ave$ | 平均值              | $s$       | 稳定性轴系, 螺旋模态        |
| $cru$ | 巡航               | $sp$      | 短周期模态              |
| $d$   | 荷兰滚模态            | $T$       | 推力                 |
| $E$   | 弹性               | $t$       | 配平值                |
| $e$   | 升降舵              | $V$       | 垂直尾翼               |
| $f$   | 襟翼               | $W$       | 机翼                 |
| $g$   | 突风               | $WB$      | 机翼-机身              |
| $H$   | 水平尾翼             | $WBH$     | 机翼-机身-平尾           |
| $I$   | 惯性               | $x, y, z$ | 分别为 $x, y, z$ 方向分量 |
| $i$   | 第 $i$ 项, 分量, 输入量 |           | 零迎角, 输出量           |
| $M$   | 模型               | $0$       | 定常状态               |
| $p$   | 扰动值, 沉浮模态        |           |                    |

| 矩 阵 符 号                                | 含 义      |
|----------------------------------------|----------|
| $\begin{bmatrix} & \end{bmatrix}$      | 矩阵或方阵    |
| $\begin{bmatrix} & \\ & \end{bmatrix}$ | 对角阵      |
| $\{ \}$                                | 列阵       |
| $\{ \}^T$                              | 行阵、转置列阵  |
| $\lfloor \rfloor$                      | 行阵       |
| $\lfloor \rfloor^T$                    | 列阵, 转置行阵 |

# 目 录

|                                |    |
|--------------------------------|----|
| 第一章 绪论                         | 1  |
| 第二章 刚性飞机的一般运动方程                | 3  |
| 2.1 坐标轴系和外力                    | 3  |
| 2.2 运动方程的推导                    | 4  |
| 2.3 旋转部件的影响                    | 9  |
| 2.4 飞机相对于固定坐标轴系的方位和轨迹          | 9  |
| 2.5 重力在机体坐标系的分量                | 13 |
| 2.6 运动方程小结                     | 13 |
| 2.7 定常飞行时的运动方程                 | 15 |
| 2.8 扰动运动方程                     | 16 |
| 2.9 小结                         | 18 |
| 第二章习题                          | 19 |
| 第三章 有关飞机动稳定性和反应的几个特殊问题         | 20 |
| 3.1 对于有角速度的基准飞行状态的动稳定性问题       | 20 |
| 3.1.1 定常滚转机动中的动稳定性             | 20 |
| 3.1.2 拉起或推入机动的稳定性              | 23 |
| 3.2 小扰动理论在预测飞机反应时的可靠性          | 25 |
| 3.2.1 飞机对小扰动的线性和非线性横侧反应之间的差异示例 | 25 |
| 3.2.2 用小扰动理论预测横侧反应可靠性的一种判据     | 32 |
| 3.2.3 横侧扰动对纵向扰动的耦合             | 34 |
| 3.3 用小扰动理论来预测稳定性的可靠性           | 34 |
| 3.3.1 李雅普诺夫直接法的某些概念和定理         | 35 |
| 3.3.2 李雅普诺夫方法运用举例              | 37 |
| 3.3.3 小扰动方程可靠使用域的确定            | 38 |
| 3.4 非线性常微分方程的积分法               | 39 |
| 3.4.1 方法的描述和推导                 | 39 |
| 3.4.2 近似拉氏求逆法示例                | 41 |
| 3.4.3 步长和级数近似式中项数的确定           | 44 |
| 3.5 分析刚性飞机非线性运动方程稳定性及反应特性的方法   | 45 |
| 第三章习题                          | 51 |
| 第四章 弹性飞机的稳定性和操纵                | 53 |
| 4.1 问题的概况和飞机的弹性现象及简化分析方法举例     | 53 |
| 4.1.1 副翼反逆问题                   | 53 |

|                                    |    |
|------------------------------------|----|
| 4.1.2 机翼结构发散 .....                 | 55 |
| 4.1.3 升降舵操纵效率降低问题 .....            | 56 |
| 4.2 弹性飞机的一般运动方程 .....              | 57 |
| 4.2.1 刚性自由度运动方程 .....              | 58 |
| 4.2.2 一般弹性飞机的运动方程 .....            | 59 |
| 4.3 定常状态运动方程 .....                 | 65 |
| 4.3.1 定常直线飞行 .....                 | 65 |
| 4.3.2 定常曲线飞行 .....                 | 66 |
| 4.3.3 空气动力、推力和力矩的表示法 .....         | 70 |
| 4.3.4 定常飞行状态时弹性飞机方程综述 .....        | 74 |
| 4.4 弹性飞机的稳定性导数及其应用 .....           | 76 |
| 4.4.1 刚性和弹性飞机纵向稳定性导数的推导 .....      | 76 |
| 4.4.2 当量弹性飞机稳定性导数的说明和运用 .....      | 78 |
| 4.4.3 当量弹性飞机稳定性导数的变化趋势和数值量级 .....  | 82 |
| 4.5 扰动运动方程 .....                   | 83 |
| 4.6 利用弹性风洞实验模型来预测稳定性导数 .....       | 85 |
| 4.6.1 模型尺度定律 .....                 | 86 |
| 4.6.2 风洞实验模型 .....                 | 87 |
| 4.6.3 实验情况和典型的空气动力测试结果 .....       | 88 |
| 4.6.4 利用弹性风洞模型数据来预测全尺度弹性飞机特性 ..... | 90 |
| 4.6.5 理论和实际求得的稳定性和操纵性数据的比较 .....   | 93 |
| 4.7 横侧稳定性和操纵性问题简介 .....            | 93 |
| 4.7.1 弹性飞机机翼滚转阻尼导数的算例 .....        | 94 |
| 4.7.2 弹性飞机垂直尾翼航向稳定性导数算例 .....      | 95 |

|             |    |
|-------------|----|
| 第四章习题 ..... | 96 |
|-------------|----|

|                   |    |
|-------------------|----|
| 第五章 飞机的频率特性 ..... | 98 |
|-------------------|----|

|                                 |     |
|---------------------------------|-----|
| 5.1 渐近频率特性运用于飞机 .....           | 99  |
| 5.1.1 传递函数的真实频率特性的线性近似法 .....   | 99  |
| 5.1.2 渐近近似法应用示例 .....           | 103 |
| 5.1.3 典型的纵向频率特性 .....           | 103 |
| 5.1.4 典型的横侧频率特性 .....           | 112 |
| 5.2 利用测得的系统频率特性来反推传递函数的方法 ..... | 118 |
| 5.3 飞机对大气紊流的响应问题一般概念 .....      | 120 |
| 5.4 随机变量理论中的某些概念 .....          | 122 |
| 5.4.1 平稳随机变量 .....              | 122 |
| 5.4.2 $u(t)$ 的谐波分析 .....        | 122 |
| 5.4.3 线性系统对随机输入的反应 .....        | 123 |
| 5.4.4 概率和概率密度 .....             | 124 |
| 5.5 紊流的物理和数学描述 .....            | 124 |
| 5.5.1 均匀各向同性紊流的典型性质 .....       | 125 |

|                              |            |
|------------------------------|------------|
| 5.6.2 离散突风模型                 | 129        |
| 5.6 飞机对紊流的响应                 | 131        |
| 5.6.1 紊流的空气动力效应              | 131        |
| 5.6.2 飞机的随机突风响应              | 134        |
| 5.6.3 离散突风响应                 | 136        |
| 第五章习题                        | 136        |
| <b>第六章 飞行自动控制</b>            | <b>139</b> |
| 6.1 引言 飞行自动控制发展简史            | 139        |
| 6.2 飞行自动控制系统的一些重要部件          | 140        |
| 6.2.1 飞机本体                   | 140        |
| 6.2.2 驾驶员                    | 140        |
| 6.2.3 主操纵系统                  | 141        |
| 6.2.4 传感器                    | 143        |
| 6.2.5 控制器                    | 149        |
| 6.2.6 舵回路                    | 152        |
| 6.3 小结                       | 154        |
| <b>第七章 反馈控制系统的分析和设计基础</b>    | <b>155</b> |
| 7.1 反馈控制系统的基本关系和定义           | 155        |
| 7.2 根轨迹法                     | 157        |
| 7.2.1 用于单位负反馈系统的根轨迹法         | 167        |
| 7.2.2 单位负反馈系统画根轨迹小结          | 162        |
| 7.2.3 用于非单位负反馈系统的根轨迹法        | 162        |
| 7.2.4 用于多环系统的根轨迹法            | 163        |
| 7.3 伯德图法                     | 165        |
| 7.4 $s$ 域与时域之间关系             | 167        |
| 7.4.1 简单系统的开环情况和闭环情况         | 167        |
| 7.4.2 二阶系统反应                 | 171        |
| 7.5 性能规范                     | 172        |
| 7.5.1 频域规范                   | 172        |
| 7.5.2 时域规范                   | 173        |
| 7.5.3 误差规范                   | 174        |
| 7.5.4 系统灵敏度                  | 177        |
| 7.6 控制系统设计过程示例               | 177        |
| 7.6.1 设置增益以得到规定的闭环阻尼         | 177        |
| 7.6.2 设置增益以得到规定的增益余量和位置误差常数  | 178        |
| 7.6.3 用滞后补偿来改变根轨迹从复极点开始处的角度  | 179        |
| 7.6.4 用超前-滞后补偿来增加系统稳定运行的增益范围 | 179        |
| 7.6.5 对消补偿                   | 180        |
| 7.6.6 根等值线法                  | 181        |
| 7.7 小结                       | 184        |

|                                   |            |
|-----------------------------------|------------|
| 第七章习题 .....                       | 184        |
| <b>第八章 人机闭环系统分析 .....</b>         | <b>188</b> |
| 8.1 驾驶员的数字模型 .....                | 189        |
| 8.2 驾驶员控制飞机滚转角和俯仰角示例 .....        | 190        |
| 8.2.1 驾驶员控制滚转角 .....              | 190        |
| 8.2.2 驾驶员控制俯仰角 .....              | 191        |
| 8.3 俯仰角控制中驾驶员对飞机飞行品质的评价 .....     | 193        |
| 8.3.1 驾驶员超前和滞后补偿的作用 .....         | 195        |
| 8.3.2 变化 $T_{\theta_1}$ 的影响 ..... | 197        |
| 8.3.3 改变短周期频率的影响 .....            | 198        |
| 8.4 控制滚转角中驾驶员的作用 .....            | 198        |
| 8.4.1 飞机的数学模型简化为单自由度滚转情况 .....    | 198        |
| 8.4.2 荷兰滚模态根位置的影响 .....           | 200        |
| 8.5 飞行模拟器 .....                   | 201        |
| 8.5.1 空中飞行模拟器 .....               | 201        |
| 8.5.2 地面飞行模拟器 .....               | 204        |
| 8.6 小结 .....                      | 205        |
| 第八章习题 .....                       | 205        |
| <b>第九章 飞行自动控制系统的分析和综合 .....</b>   | <b>206</b> |
| 9.1 增稳系统 .....                    | 206        |
| 9.1.1 偏航阻尼器 .....                 | 207        |
| 9.1.2 滚转阻尼器 .....                 | 210        |
| 9.1.3 俯仰阻尼器 .....                 | 211        |
| 9.1.4 纵向稳定器 .....                 | 213        |
| 9.1.5 航向稳定器 .....                 | 215        |
| 9.1.6 控制增稳器 .....                 | 216        |
| 9.2 纵向自动驾驶仪的基本模式 .....            | 223        |
| 9.2.1 保持俯仰姿态模式 .....              | 223        |
| 9.2.2 保持高度模式 .....                | 226        |
| 9.2.3 保持速度 (M 数) 模式 .....         | 227        |
| 9.2.4 M 数配平器 .....                | 228        |
| 9.3 横航向自动驾驶仪的基本模式 .....           | 230        |
| 9.3.1 保持滚转角或机翼水平模式 .....          | 230        |
| 9.3.2 保持航向模式 .....                | 231        |
| 9.3.3 甚高频全方位导航模式 .....            | 233        |
| 9.3.4 协调转弯 .....                  | 235        |
| 9.4 自动着陆系统 .....                  | 238        |
| 9.4.1 下滑斜率的截获和保持模式 .....          | 238        |
| 9.4.2 自动拉平和接地 .....               | 242        |

|                              |            |
|------------------------------|------------|
| 9.4.3 航向(信标台)波束控制            | 244        |
| 9.5 带自动器飞机飞行品质的评价            | 247        |
| 9.5.1 在频域内拟配等效系统的可能性         | 248        |
| 9.5.2 等效系统的数学模型              | 249        |
| 9.5.3 进行等效系统拟配的数学方法          | 250        |
| 9.5.4 拟配过程中的几个具体问题           | 251        |
| 9.6 多回路、多变量控制系统              | 252        |
| 9.6.1 多变量反馈到一个操纵面通道情况        | 252        |
| 9.6.2 多变量同时反馈到两个操纵面通道情况      | 253        |
| 9.6.3 三个变量同时反馈到两个操纵面通道的一般情况  | 255        |
| 9.7 单独操纵面控制系统和自适应系统简介        | 256        |
| 9.7.1 单独操纵面控制系统              | 256        |
| 9.7.2 自适应控制系统                | 258        |
| 9.8 小结                       | 259        |
| 第九章习题                        | 259        |
| <b>第十章 数字式控制系统分析基础</b>       | <b>261</b> |
| 10.1 信号的采样, 采样信号的拉氏变换和信号重构   | 261        |
| 10.1.1 信号的采样                 | 261        |
| 10.1.2 数字信号的拉氏变换             | 262        |
| 10.1.3 $e^*(s)$ 的周期性         | 263        |
| 10.1.4 从采样数据重构模拟数据           | 264        |
| 10.2 $z$ 变换的理论基础             | 268        |
| 10.2.1 定义和应用                 | 268        |
| 10.2.2 从 $s$ 平面到 $z$ 平面的映射   | 273        |
| 10.2.3 $z$ 反变换               | 275        |
| 10.2.4 一些重要的 $z$ 变换定理        | 277        |
| 10.3 采样数据系统的脉冲传递函数           | 281        |
| 10.4 具有数据采样的闭环系统             | 283        |
| 10.4.1 有误差采样的闭环系统的 $z$ 域传递函数 | 283        |
| 10.4.2 滚转角控制系统的时域反应示例        | 284        |
| 10.5 数字式闭环系统的稳定性             | 287        |
| 10.5.1 朱利测试                  | 288        |
| 10.5.2 劳斯-霍尔维茨判据             | 289        |
| 10.5.3 根轨迹法                  | 290        |
| 10.6 小结                      | 292        |
| 第十章习题                        | 292        |
| <b>第十一章 状态空间法简介</b>          | <b>294</b> |
| 11.1 基本概念                    | 294        |
| 11.2 状态变量的时域解                | 297        |

# 第一章 绪 论

载人飞机的飞行力学这一课题一般包括三方面的内容，即：飞行性能；稳定性和操纵性；气动弹性。

飞行性能部分的主要任务是确定飞行包线及巡航性能、机动性能、起飞着陆性能等。在计算上述性能时，一般常假设飞机为一质点，其上作用有空气动力、重力及发动机推力。此时用到的原始数据除飞机的物理参数外，只有极曲线和可用推力曲线。飞行性能相对稳定性和操纵性而言，是飞机的一般较长时间的反应特性。计算飞行性能时一般只需用到三个线位移方程。

稳定性和操纵性问题是研究飞机对各种内部和外界扰动的反应。内部扰动主要是由驾驶员或自动驾驶系统产生的。例如操纵面偏转、重心位置的变化、收放襟翼、收放起落架和改变机翼后掠角(变后掠翼飞机)之类的飞机构形变化等。飞机应设计得在有或没有自动驾驶装置的情况下，驾驶员能够完成某项飞行任务或机动动作而不需付出过分的体力和精力，且能保证飞行安全。上面最后一句话可以理解为对民用或军用机的详细的飞行品质要求。

外部扰动是由大气产生的，例如大气紊流、突风等。飞机必须设计得具有固有的趋势来抵抗或消除扰动引起的运动。这种抵抗偏离原规定的飞行轨迹的趋势可由自动驾驶系统、甚至由驾驶员来得到加强。对大气引起的偏离的要求是：不应危及飞机的操作和使乘客有严重不适的感觉。上面这句话可被解释为民用或军用机对乘坐品质和扰动恢复品质的详细规定。

显然，在决定飞机对扰动的反应特性时，绕飞机三个轴的惯性特征起着十分重要的作用。此时飞机不能再当作质点，而必须作为具有6个自由度的三维物体处理，为解决这类问题所需的气动力和力矩当然也复杂得多。在稳定性和操纵性领域中涉及的问题是飞机运动的短期反应特性。

气动弹性课题研究在定常气动载荷或非定常气动载荷情况下的结构完整性问题，分别称为静气动弹性问题和动气动弹性问题。前者如结构(副翼等)发散问题；后者如颤振问题等。特别在后一类情况下，结构的高频特性对设计人员是十分重要的。因此可以说，气动弹性问题是处理结构弹性平衡和飞机结构在极短时间的反应特性。

过去，飞行力学的这三个领域之间具有比较大的独立性。例如，性能工程师可以比较安全地略去结构变形对飞机升阻特性的影响，甚至操纵面位置对阻力的影响一般也可以忽略。类似的，操稳工程师可以假设飞机基本上是刚体，所以对操纵性和乘坐品质而言，在气动载荷作用下的结构变形可以忽略。气动弹性工程师在完成他们的任务时也不必担心性能和操稳方面的问题。方块图1.1清楚地反应了这种状态。

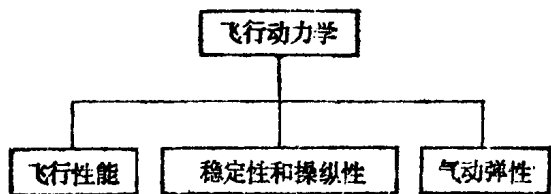


图 1.1 飞行动力学学科分支方块图

随着飞机的发展和飞行范围的不断扩大，飞行力学的上述模式需要作较大地修改。例

如, 为了计算缓慢机动时的载荷, 气动和结构工程师发现他们都卷入了一个同样的静气动弹性问题, 他们必须考虑气动载荷和结构变形的关系。而且结构变形常大到显著地改变了整个飞机的气动力的程度。

操稳工程师面临更严重的气动弹性问题。对于各长周期模态, 只要气动特性已计及了气动弹性效应, 则还可以将飞机视作刚体来处理操稳问题。但对于各种短周期模态, 特别对于大飞机, 短周期频率可能已经相当接近于机体的低结构频率。这就使得在操稳计算中必须引入附加的弹性自由度。这种情况下图 1.1 的关系应修改为图 1.2。

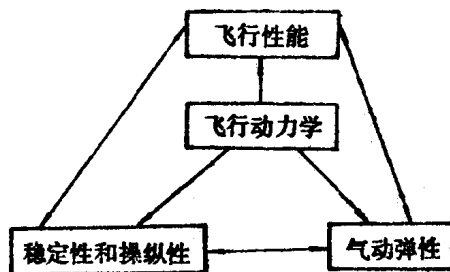


图 1.2 弹性飞机飞行动力学各分支关系图

本书的内容涉及了方块图 1.2, 特别是操稳问题和气动弹性问题之间的深入关系, 这是与高校本科生教科书的基本不同点之一。

本书第二章中简略回顾了刚体飞机的运动方程, 以便开展以此为以下的动力学的分析。弹性飞机的运动将在第四章中详细介绍。

第三章介绍惯性耦合现象及飞行力学中某些重要的非线性问题, 同时分析了线化运动方程的可靠性。

第四章主要研究气动弹性问题, 包括重要的定常气动弹性现象的例子和气动弹性效应对空气动力特性影响的例子。推导和说明了弹性飞机的稳定性导数, 同时证明了对于定常状态和受扰状态分析的不同, 这些导数的意义和数值也不一样。

第五章介绍了分析飞机运动的频率特性方法, 讨论了频率特性和操纵品质的关系。飞机在紊流大气中的反应也在本章中分析。

由于驾驶员回路分析及飞行自动控制系统在飞行力学中的重要性日益增加, 本教材的其余篇幅均集中讨论这一问题。第六章主要讨论飞行控制系统的组成及其特性。由于根轨迹法和伯德图法仍然是分析和综合线性飞行自动控制系统的主要工具, 第七章集中介绍这两种方法。

第八章分析了作为飞行控制系统一部分的驾驶员特性。第九章则对基本增稳系统及自动飞行控制系统及其特性作了较详细地分析。第十章利用  $z$  变换和  $w$  变换法讨论了数字式飞行控制系统的分析问题。

最后, 在第十一章介绍状态空间法的基础知识及其在分析飞行自动控制系统特性方面的应用。

## 第二章 刚性飞机的一般运动方程

一般刚性飞机运动方程的推导在大学本科教材中均有介绍。为保持本书的系统性，本章对此作简略的回顾，同时指出推导过程中所作的简化假定及其作用，以及不同原始飞行状态下运动方程的不同形式。

由于计算机的广泛使用，无因次分析的重要性相对降低，这里对方程不作无因次处理。本书主要采用有因次方程分析飞行力学问题。

### 2.1 坐标轴系和外力

图 2.1 中的飞机可视为在空中不受约束的刚体。为了跟踪飞机的运动，我们定义了与地球相固连的地轴系  $X'Y'Z'$ 。

这里，我们引入了推导运动方程中用到的第一个假设，即关于地球的假设。对于一般现代常规飞机来说，可以忽略地球的旋转运动和地心的曲线运动，并视地面为平面而非球面，这样，就可视地轴系为惯性坐标系。此外，由于飞机的飞行高度远小于地球半径，可以忽略飞行高度变化所引起重力加速度的变化。引入上述假定的理由、因此而引起的误差、以及假定的适用范围，可参见一般飞行力学书籍，此处不赘。

$PXYZ$  是与刚性飞机相固连的体轴系。假设飞机是由连续质点  $dm$  组成， $dm$  上承受重力及局部气动力（见图 2.1）。

此处我们引入第二个重要的假设，即关于飞机的假设。引入刚性假设后，各质点之间的相对距离为常值。对于有显著弹性变形的情况，我们将在第四章中讨论。另一种例外情况是飞机上的旋转部件，如螺旋桨、涡轮发动机转子等，它们产生的陀螺效应将在 2.3 节中讨论。刚性假设还意味着忽略从进气道进入飞机直到尾喷口喷出气流的效应（即所谓喷流效应），以及燃料的流动和晃动对飞机运动方程的影响。

利用前面两项假设，飞机上任意质点相对飞机质心  $P$  和地轴系原点的距离就可分别用图 2.1 中的矢量  $\vec{r}$  和  $\vec{r}'$  表示。每个质点均受到重力作用，它可通过单位体积的重力

$$\vec{R} = \rho_A \vec{g}$$

来定义。式中  $\rho_A$  为飞机的质量密度，而  $\vec{g}$  为重力加速度，它永远指向地轴  $Z'$  的方向。这样，假设质量  $dm$  所占据的微元体积为  $dV$ ，则有

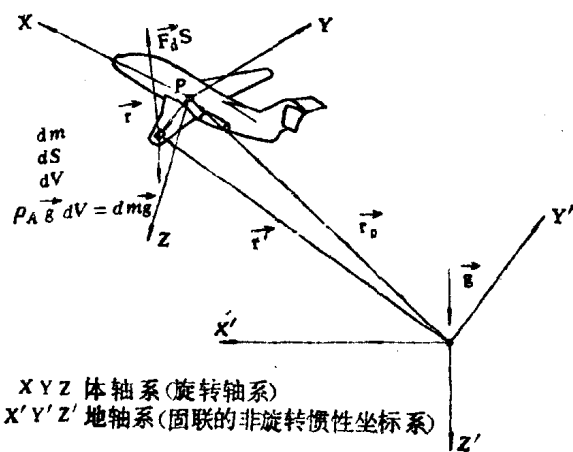


图 2.1 坐标轴系

$$\rho_A g dV = dm g$$

如  $dm$  为飞机表面上的质点，其表面还受到单位面积的空气动力及可能有的推力的合力的作用。如  $dm$  的表面积为  $dS$ ，上述合力为  $F$ ，则  $dm$  上的总的受力情况如图 2.1 所示。

## 2.2 运动方程的推导

将牛顿第二定理写成线动量和角动量守恒定理，而得到下列矢量积分形式的刚体飞机运动方程

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho_A \frac{d\mathbf{r}'}{dt} dV = dV = \int_V \rho_A g dV + \int_S \mathbf{F} dS \quad (2.1)$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \mathbf{r}' \times \rho_A \frac{d\mathbf{r}'}{dt} dV = \int_V \mathbf{r}' \times \rho_A g dV + \int_S \mathbf{r}' \times \mathbf{F} dS \quad (2.2)$$

式(2.1)和(2.2)左端分别代表线动量和角动量，而右端代表外力和外力矩。式中  $\int_V dV$  和  $\int_S dS$  则分别为对体积和外表面积分。

飞机的总质量即为

$$m = \int_V \rho_V dV$$

现引入飞机质量  $m$  相对时间而言为常值的假设。即

$$\frac{dm}{dt} = 0 \quad (2.3)$$

这一假定只有在用于典型的动稳定性计算的时间区间内质量变化很小时才是正确的。对动稳定性问题，一般典型时间可取 60 秒。表 2.1 的例子表明，对于飞机来说，式(2.3)的假定是合理的。

表 2.1 飞机和火箭质量变化率举例

| 飞行器类型      | 总重[kg]  | 最大燃料重[kg] | 巡航燃料消耗量(kg/hr) | 60秒内质量变化(kg) | 60秒内质量变化与总重之比 |
|------------|---------|-----------|----------------|--------------|---------------|
| 超音速运输机     | 308450  | 132110    | 40860          | 680          | 0.22          |
| 歼击机        | 24520   | 7990      | 2700           | 45           | 0.18          |
| 轻型双发飞机     | 3090    | 460       | 91             | 1.5          | 0.05          |
| 土星 5 火箭第一级 | 2951000 | 2043000   |                | 817200       | 27.6          |
| 三角火箭       | 50850   | 45400     |                | 8760         | 18.2          |

至于质量分布不随时间而变化的假设，只要在油箱设计时预先采用了防晃板等措施来减少燃油的动力学效应，则上述假设就是合理的。对于一般以较大速度在空气中飞行的飞机，其主要阻尼依靠外部空气动力提供，喷流阻尼效应是可以忽略的。

显然，用矢量  $\mathbf{r}'$  来表示质点的轨迹是不方便的，而必须利用质点相对于质心的位移矢量  $\mathbf{r}$  和质心的相对地轴系的位移矢量  $\mathbf{r}_c$  来表示，即利用