

**Automatic Flight Control System  
of Transport Aircraft**

# **运输类飞机 自动飞行控制系统**

徐军 欧阳绍修 著



国防工业出版社  
National Defense Industry Press

# 运输类飞机 自动飞行控制系统

徐军 欧阳绍修 著

国防工业出版社

·北京·

## 内 容 简 介

本书从飞机动力学模型、系统设计和数学仿真3个方面描述了现代运输类飞机自动飞行控制系统的基本理论、设计及仿真方法。详细推导了飞机动力学运动方程和简化的数学模型;在确定了系统控制模式后设计了控制律,给出了控制律随飞行状态进行调节的方法和实例;最后介绍了系统数学仿真的方法、特点和过程,并对仿真结果进行了分析。本书在理论内容的选择上力图既能适应当前的现状,又能跟上未来的发展,写作上力求条理清楚,深入浅出,理论联系实际,使读者能易于理解和应用。

本书的读者对象为从事飞行控制、飞行动力学和飞行器总体设计等专业的工程技术人员,也可作为高等院校飞行器控制、制导和仿真、飞行动力学及飞行器设计等专业本科生和研究生的专业教材或参考书。

### 图书在版编目(CIP)数据

运输类飞机自动飞行控制系统 / 徐军, 欧阳绍修著.

—北京:国防工业出版社, 2013. 7

ISBN 978-7-118-08835-9

I. ①运... II. ①徐... ②欧... III. ①运输机—自动飞行控制—飞行控制系统 IV. ①V249.1 ②V271.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2013)第 162182 号

※

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)

北京嘉恒彩色印刷责任有限公司

新华书店经售

\*

开本 710×1000 1/16 印张 22¼ 字数 436 千字

2013 年 7 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—3000 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

本书详细介绍了现代运输类飞机自动飞行控制系统的动力学模型、设计和数学仿真的理论及方法。在阐述了自动飞行控制系统有关理论的基础上,通过具体飞机作为例子来研究飞行动力学模型的计算、自动飞行控制系统的设计以及数学仿真等问题,着重于建立飞行动力学模型以及系统控制律的分析和设计,具有较强的理论性和实用性。

对飞机自动控制、飞行动力学和飞机设计等专业的学生来说,本书可用作飞行控制系统或飞行动力学等课程的教材或参考书。本书从控制任务需求出发,对飞行动力学模型建立、分析及自动飞行控制系统理论等问题的详尽阐述,能使他们易于了解和想象自动飞行控制系统在飞行控制中的作用和过程,更好地掌握飞机飞行动力学和自动飞行控制系统之间的关系;通过对实际算例的学习可以了解和掌握其专业工作的主要内容和方法。

如果将本书作为教材使用,建议将第2章、第3章和第4章作为一个教学单元,将第7章和第9章组成一个教学单元,第8章和第10章再组成一个教学单元,而将第5章和第6章中的内容则分别组合到有关教学单元中,这样可以保持教学和知识上的连贯性及一致性。

本书也可作为航空科研设计单位和工厂中从事飞机飞行控制、飞行动力学及飞机总体设计等专业工作者的参考书。书中的算例与工程研制中理论设计阶段的工作内容基本是一致的,因此读者在掌握或基本了解了第2章~第4章的知识后,可以仿照算例完成其理论设计阶段的主要研制工作,即系统建模和控制律分析、设计及数学仿真。

本书的主要理论基础是古典及现代控制理论、高等数学和理论力学。有关计算机控制和 Matlab/Simulink 软件的知识也有利于对本书中有关理论和方法的理解,当然如果学习过航空概论等课程的话,则可以更好地了解本书中一些名词术语和概念。即使阅读本书的读者已经基本了解和掌握上述知识,但还是建议配合有关文献和教科书使用本书。

第1章概述部分,对自动飞行控制系统的历史、研制以及本书的重点进行说明。

第2章主要介绍了飞机飞行的空气动力学基础,是为了体现本书的系统性而编写的。这些基础是亚声速飞行时一些重要概念和方法,当然所引用的“航空空

## IV

间”完全是为了指出航空飞行和临近空间内飞行的区别,以便将航空飞行的空间限制在适当的范围内。已经掌握这方面知识的读者可以跳过这一章。

第3章是飞行动力学基础。介绍了飞机运动的表示、分类和坐标系变换等基本问题,对飞机所受到的力和力矩进行了分析和计算,并建立了飞机非线性的飞行动力学模型,它是第4章的基础。

第4章描述了飞机小扰动线性化运动模型的建立。应用泰勒公式对非线性动力学方程进行小扰动线性化处理,得到了在机体轴系和速度轴系下状态空间方程形式的纵向和横侧向小扰动运动线性方程。在线性方程的基础上,通过解析计算方法研究了纵向和横侧向运动按时间尺度的特征,建立了描述这些运动的近似方程。并研究了纵向和横侧向运动的特性以及飞行状态(高度和速度)对其特性的影响。本章的最后给出了适用于自动飞行控制系统的发动机模型的建立方法。

第5章描述了风的性质和模型,详细分析了风作用下的飞机运动模型,推导了风作用下的飞机动力学模型。

第6章研究了自动飞行控制系统的工作模式以及与控制系统的关系,并介绍了自动飞行控制系统的技术性能指标要求。

第7章和第8章是纵向和横侧向自动飞行控制系统的设计。分析了系统控制律的结构和基于根轨迹方法的控制律参数设计以及扰动对控制系统的影响,并且给出了控制律参数随飞行状态调节的设计方法。

第9章和第10章是对自动飞行控制系统中一些重要的工作模式进行数学仿真。介绍了数学仿真的方法和其过程,并分析了仿真的结果。

最后在附录中给出大气数据表、与本书内容有关的自动控制理论和公式,便于读者使用。

限于作者的水平,书中难免存在不足,热忱欢迎各方面的专家和广大读者批评指正。

# 目 录

|                            |    |
|----------------------------|----|
| 第 1 章 概述                   | 1  |
| 1.1 从有人驾驶飞行到自动驾驶飞行         | 1  |
| 1.2 飞机飞行的物理基础              | 5  |
| 1.3 自动飞行控制系统的描述和工作模式       | 6  |
| 1.4 自动飞行控制系统的研制            | 9  |
| 1.5 自动飞行控制系统的理论设计和数学仿真方法   | 10 |
| 第 2 章 空气动力学基础              | 13 |
| 2.1 空气的物理属性                | 13 |
| 2.2 流场                     | 18 |
| 2.3 低速一维流的基本方程             | 19 |
| 2.4 航空空间和标准大气特性            | 21 |
| 2.5 飞机几何参数                 | 26 |
| 第 3 章 飞行动力学基础              | 30 |
| 3.1 飞机运动的表示                | 30 |
| 3.1.1 参考坐标系                | 30 |
| 3.1.2 飞机运动变量定义             | 32 |
| 3.1.3 坐标系变换                | 34 |
| 3.1.4 飞机运动物理量在常用坐标系下的表示和符号 | 36 |
| 3.1.5 操纵机构极性定义             | 38 |
| 3.2 飞机运动自由度和分类             | 39 |
| 3.3 飞机的气动力和力矩              | 40 |
| 3.3.1 升力                   | 40 |
| 3.3.2 阻力                   | 43 |
| 3.3.3 侧力                   | 45 |
| 3.3.4 俯仰力矩                 | 46 |
| 3.3.5 滚转力矩                 | 47 |

|            |                              |           |
|------------|------------------------------|-----------|
| 3.3.6      | 偏航力矩                         | 49        |
| 3.3.7      | 铰链力矩                         | 51        |
| 3.3.8      | 飞机的基本操纵方式                    | 51        |
| 3.4        | 飞机的平衡、静稳定性和静操纵性              | 55        |
| 3.4.1      | 必要的历史回顾                      | 55        |
| 3.4.2      | 静稳定性和运动稳定性                   | 55        |
| 3.4.3      | 纵向运动的平衡、静稳定性和操纵              | 56        |
| 3.5        | 刚体飞机运动方程                     | 60        |
| 3.5.1      | 刚体飞机的假设条件                    | 60        |
| 3.5.2      | 刚体飞机运动的一般方程推导                | 61        |
| <b>第4章</b> | <b>纵向和横侧向运动的线性方程</b>         | <b>68</b> |
| 4.1        | 刚体飞机运动的线性方程推导                | 68        |
| 4.1.1      | 线性化方法和假设条件                   | 68        |
| 4.1.2      | 小扰动线性化的一般方法                  | 71        |
| 4.1.3      | 非线性运动方程的小扰动线性化处理             | 72        |
| 4.1.4      | 机体坐标系下飞机小扰动线性化运动方程           | 81        |
| 4.1.5      | 速度坐标系下飞机小扰动线性化运动方程           | 86        |
| 4.1.6      | 飞机小扰动线性化运动方程在近似水平飞行时的简化      | 93        |
| 4.1.7      | 示例飞机小扰动线性运动方程的计算——巡航飞行状态     | 95        |
| 4.1.8      | 示例飞机小扰动线性运动方程的计算——着陆飞行状态     | 103       |
| 4.1.9      | 飞机运动的传递函数模型                  | 112       |
| 4.2        | 飞机线性运动方程的分析和简化处理             | 114       |
| 4.2.1      | 特征值和运动模态                     | 115       |
| 4.2.2      | 纵向运动模态                       | 116       |
| 4.2.3      | 纵向短周期运动近似模型和特性               | 122       |
| 4.2.4      | 纵向长周期运动的近似模型——升降舵作用下的动力学响应   | 129       |
| 4.2.5      | 纵向长周期运动方程和传递函数——油门杆作用下的动力学响应 | 135       |
| 4.3        | 纵向线性运动近似模型的应用可靠性             | 141       |
| 4.3.1      | 短周期运动近似模型的误差分析               | 141       |
| 4.3.2      | 长周期运动近似模型的误差分析               | 143       |
| 4.4        | 横侧向运动分析和线性运动方程简化             | 144       |
| 4.4.1      | 横侧向运动模态                      | 144       |
| 4.4.2      | 横侧向线性运动方程的简化                 | 148       |

|            |                         |            |
|------------|-------------------------|------------|
| 4.5        | 发动机动力学模型                | 150        |
| <b>第5章</b> | <b>风作用下的飞机运动模型</b>      | <b>152</b> |
| 5.1        | 风场特性和模型                 | 152        |
| 5.1.1      | 航空飞行高度内的风场特性            | 152        |
| 5.1.2      | 典型风的描述                  | 154        |
| 5.1.3      | 突风和紊流速度数学模型             | 156        |
| 5.2        | 有风时的飞机动力学模型             | 160        |
| 5.2.1      | 风对飞行的影响和基本分析原理          | 161        |
| 5.2.2      | 飞机对风的响应特性               | 162        |
| 5.2.3      | 风作用下的飞机线性运动模型           | 165        |
| 5.2.4      | 握杆(舵面不动)条件下飞机对常值风的响应    | 167        |
| <b>第6章</b> | <b>自动飞行控制系统的控制模式和性能</b> | <b>172</b> |
| 6.1        | 一般性的描述                  | 172        |
| 6.2        | 各个飞行阶段的性能设计原则           | 173        |
| 6.3        | 自动飞行控制系统的控制模式           | 174        |
| 6.4        | 自动飞行控制系统的性能要求           | 176        |
| 6.4.1      | 规范所要求的系统性能指标            | 177        |
| 6.4.2      | 姿态回路的一般设计指标             | 179        |
| 6.5        | 自动飞行控制系统的接通和断开          | 181        |
| <b>第7章</b> | <b>纵向自动飞行控制系统的设计</b>    | <b>184</b> |
| 7.1        | 一般性问题                   | 184        |
| 7.2        | 俯仰角控制系统                 | 187        |
| 7.2.1      | 俯仰角控制系统的需求分析和组成         | 187        |
| 7.2.2      | 俯仰角速度控制回路设计             | 188        |
| 7.2.3      | 俯仰角控制回路设计               | 193        |
| 7.2.4      | 飞行状态对俯仰角控制系统性能的影响和改善    | 195        |
| 7.2.5      | 俯仰角控制系统的抗干扰能力分析和计算      | 200        |
| 7.3        | 垂直速度控制系统                | 210        |
| 7.3.1      | 垂直速度控制系统的模型             | 210        |
| 7.3.2      | 垂直速度控制系统的设计             | 212        |
| 7.3.3      | 飞行状态对垂直速度控制系统的影响        | 216        |
| 7.4        | 高度控制系统                  | 220        |
| 7.4.1      | 高度控制系统的设计               | 220        |

|            |                             |            |
|------------|-----------------------------|------------|
| 7.4.2      | 扰动对高度控制系统的影响 .....          | 222        |
| 7.4.3      | 飞行状态对高度控制系统的影响 .....        | 224        |
| 7.5        | 下滑波束控制系统 .....              | 226        |
| 7.5.1      | 下滑信标和下滑航道 .....             | 226        |
| 7.5.2      | 下滑波束控制系统的模型 .....           | 228        |
| 7.5.3      | 下滑波束控制系统的设计 .....           | 231        |
| 7.5.4      | 下滑波束控制系统对扰动的响应 .....        | 235        |
| 7.5.5      | 基于垂直速度控制系统的波束下滑控制系统设计 ..... | 239        |
| 7.6        | 速度控制系统 .....                | 245        |
| 7.6.1      | 速度控制的动力学问题 .....            | 246        |
| 7.6.2      | 自动油门系统一般性问题 .....           | 246        |
| 7.6.3      | 自动油门系统的模型和设计 .....          | 247        |
| 7.6.4      | 俯仰角控制系统工作时的自动油门系统设计 .....   | 250        |
| 7.6.5      | 风对自动油门系统的干扰和推力平静 .....      | 252        |
| 7.6.6      | 由升降舵控制的速度控制系统设计 .....       | 256        |
| <b>第8章</b> | <b>横侧向自动飞行控制系统的设计 .....</b> | <b>260</b> |
| 8.1        | 一般性问题 .....                 | 260        |
| 8.2        | 协调转弯的运动学分析和数学模型 .....       | 261        |
| 8.3        | 滚转角控制系统的设计 .....            | 265        |
| 8.4        | 侧滑角控制系统设计 .....             | 269        |
| 8.4.1      | 侧滑角控制系统的描述 .....            | 269        |
| 8.4.2      | 侧滑角控制系统的设计 .....            | 269        |
| 8.4.3      | 侧滑角控制系统的扰动及不利因素 .....       | 272        |
| 8.5        | 航向控制系统设计 .....              | 273        |
| 8.5.1      | 问题描述 .....                  | 273        |
| 8.5.2      | 航向控制系统的设计 .....             | 274        |
| 8.6        | LOC/VOR 导引控制系统设计 .....      | 276        |
| 8.6.1      | LOC/VOR 信标 .....            | 276        |
| 8.6.2      | LOC/VOR 导引模型 .....          | 277        |
| 8.6.3      | LOC/VOR 导引控制的程序 .....       | 279        |
| 8.6.4      | LOC/VOR 导引控制系统的设计 .....     | 280        |
| 8.6.5      | LOC 导引控制系统设计实例 .....        | 282        |
| 8.6.6      | VOR 导引控制系统设计实例 .....        | 285        |
| 8.7        | 横侧向航迹控制系统 .....             | 289        |
| 8.7.1      | 横侧向航迹控制系统分析 .....           | 289        |

|             |                               |            |
|-------------|-------------------------------|------------|
| 8.7.2       | 横侧向运动和航迹间的运动学模型 .....         | 290        |
| 8.7.3       | 横侧向轨迹控制系统的设计 .....            | 291        |
| <b>第9章</b>  | <b>纵向自动飞行控制系统的数学仿真 .....</b>  | <b>294</b> |
| 9.1         | 问题描述 .....                    | 294        |
| 9.2         | 纵向自动飞行控制系统数学仿真中的模型 .....      | 295        |
| 9.3         | 俯仰角控制系统数学仿真 .....             | 296        |
| 9.3.1       | 数学仿真设计 .....                  | 296        |
| 9.3.2       | 数学仿真结果及分析 .....               | 297        |
| 9.4         | 垂直速度控制系统数学仿真 .....            | 299        |
| 9.4.1       | 数学仿真设计 .....                  | 299        |
| 9.4.2       | 数学仿真结果及分析 .....               | 300        |
| 9.5         | 高度保持控制系统数学仿真 .....            | 302        |
| 9.5.1       | 数学仿真设计 .....                  | 302        |
| 9.5.2       | 数学仿真结果及分析 .....               | 302        |
| 9.6         | 垂直导航模式(VNAV)数学仿真 .....        | 304        |
| 9.6.1       | 数学仿真设计 .....                  | 304        |
| 9.6.2       | 数学仿真结果及分析 .....               | 305        |
| 9.7         | 速度控制系统(自动油门系统)数学仿真 .....      | 306        |
| 9.7.1       | 数学仿真设计 .....                  | 306        |
| 9.7.2       | 数学仿真结果及分析 .....               | 307        |
| 9.8         | 控制升降舵的速度控制系统数学仿真 .....        | 308        |
| 9.8.1       | 数学仿真设计 .....                  | 308        |
| 9.8.2       | 数学仿真结果及设计 .....               | 309        |
| 9.9         | 下滑导引控制过程的数学仿真 .....           | 312        |
| 9.9.1       | 数学仿真设计 .....                  | 312        |
| 9.9.2       | 控制律及数学仿真结果和分析 .....           | 313        |
| <b>第10章</b> | <b>横侧向自动飞行控制系统的数学仿真 .....</b> | <b>317</b> |
| 10.1        | 问题描述 .....                    | 317        |
| 10.2        | 滚转角控制系统数学仿真 .....             | 318        |
| 10.2.1      | 数学仿真设计 .....                  | 318        |
| 10.2.2      | 数学仿真结果及分析 .....               | 319        |
| 10.3        | 侧滑角控制系统数学仿真 .....             | 321        |
| 10.3.1      | 数学仿真设计 .....                  | 321        |
| 10.3.2      | 数学仿真结果及分析 .....               | 322        |

- 10.4 航向角控制系统数学仿真 ..... 323
  - 10.4.1 数学仿真设计 ..... 323
  - 10.4.2 数学仿真结果及分析 ..... 324
- 10.5 LOC 导引控制系统数学仿真 ..... 326
  - 10.5.1 数学仿真设计 ..... 326
  - 10.5.2 数学仿真结果及分析 ..... 327
- 10.6 VOR 导引控制系统数学仿真 ..... 328
  - 10.6.1 数学仿真设计 ..... 328
  - 10.6.2 数学仿真结果及分析 ..... 329
- 10.7 横侧向航迹控制系统数学仿真 ..... 331
- 附录 A 大气参数随高度的分布 ..... 333
- 附录 B 根轨迹的绘制方法 ..... 335
- 附录 C 二阶传递函数的时域指标 ..... 337
- 附录 D 纵向气动系数的计算 ..... 341
- 参考文献 ..... 344

# 第1章

## 概 述

### 1.1 从有人驾驶飞行到自动驾驶飞行

1903年12月17日,莱特兄弟在美国北卡罗来纳州进行了人类历史上首次有动力飞行。最后一次飞行持续了59s,逆风(32km/h)飞过了约260m,这架飞机像海豚似地飞行,每次飞行都是在飞行滑行触地时猛然结束。莱特兄弟的飞机是不稳定的,但具有良好的可操纵性,这也是莱特兄弟对航空的重要贡献之一,即:他们开发了一个完整的飞行操纵系统,该系统对飞机具有足够的控制能力。这也标志着人类进入了可操纵(驾驶)的动力飞行阶段,同一时期,许多航空先驱者都为可操纵的动力飞行作出了贡献<sup>[1]</sup>。

直到1914年,斯佩雷父子发明了第一台自动驾驶仪<sup>[1]</sup>,正式宣告了自动飞行的时代到来。该自动驾驶仪可以保持飞机的俯仰角、滚转角和航向角。为了演示自动驾驶的效果,劳伦斯·斯佩雷在飞机平稳水平飞行后,转换为自动驾驶仪控制,之后他站起来,并让他的机械师出来沿着机翼行走,干扰飞机的平衡,自动驾驶仪则向副翼、方向舵和升降舵提供操纵指令,使得飞机保持机翼水平状态。

从功能和组成上来看,斯佩雷父子的自动驾驶仪与现代自动飞行控制系统类似。功能上,该自动驾驶仪能保持飞机姿态角的稳定,以保持飞机的水平飞行;组成上,它由两个双自由度电动陀螺、磁离合器和空气涡轮驱动的执行机构(气动舵机)组成。其执行机构通过磁离合器和飞机操纵系统相连,因此自动驾驶仪通过操纵系统实现了对飞机的控制。斯佩雷父子的自动驾驶仪组成及其控制方式是现代自动飞行控制系统的雏形和基础,它具备了以下几个特点:

- (1) 自动驾驶仪是一个能代替人工操纵飞机的自动控制系统。
- (2) 和飞机操纵系统并立,且是通过飞机操纵系统来实现对飞机的自动控制。
- (3) 对飞机来说,人工操纵系统是必需的,而自动驾驶仪是辅助性的。

上述特点也是自动驾驶仪或自动飞行控制系统的设计原则。

20世纪30年代以前,由于技术水平所限,陀螺存在较大的漂移,利用摆的修正又极易受到干扰,需要经常调整,设备笨重且不可靠。而那时候飞机设计师已经能够设计具有静稳定性的飞机了,飞机的稳定性和操纵性得到了改善,人们可以得

心应手地来操纵飞机,所以自动飞行并不是那时所关心的重要目标。

但随着跨洋飞行时代的到来,由于飞行速度较慢,驾驶员需要花费更多的时间、体力和精力,因此减轻驾驶员的工作负担和疲劳成为了飞机设计师面临的主要问题。在 20 世纪 30 年代的几次环球飞行记录,飞机都装有自动驾驶仪。如 1933 年,美国人威利·波斯特(Wiley Post)独自驾驶单引擎飞机 Winnie Mae,花了 7 天 18 小时 48 分钟,飞行了 2.511 万 km,创下了最短时间环游世界的壮举,在 Winnie Mae 飞机上就装有自动驾驶仪,大大缓解了驾驶员的工作负担。

第二次世界大战促进了自动飞行的进一步发展。这一方面解决了驾驶员的长途飞行疲劳问题,另一方面自动驾驶仪配合轰炸瞄准系统可以提高水平轰炸精度,如美国 B-24 飞机的 C-1 型自动驾驶仪。在那个阶段,组成自动驾驶仪的设备性能也得到了提高,陀螺由单通道变成了双通道,气动-液压舵机式自动驾驶仪变成了全电式自动驾驶仪。自动驾驶仪的功能也从简单的姿态角稳定控制增加到机动、爬高和自动高度保持控制等。

第二次世界大战后,喷气发动机的出现标志着高速飞行的时代到来,飞机空气动力学及飞行动力学特性和亚声速飞机时代相比呈现出更为复杂的状况,飞机的稳定性和操纵性面临着前所未有的挑战。随着飞行包线扩大所带来的问题:舵机铰链力矩达吨米级而不得不采用液压助力器<sup>[2]</sup>,从而带来了由于操纵系统所引起的、新的稳定性问题;由于飞机结构弹性的影响,通过自动驾驶仪的耦合引起了飞机结构的不稳定问题。此时,人们意识到单纯采用朴素的物理方法来设计自动驾驶仪是不够的,需要把有关飞行动力学、自动控制原理等理论结合起来,才能设计出性能稳定和优异的自动驾驶仪。而当时,古典控制理论也发展到了非常完善的阶段,频率响应、根轨迹法以及稳定性等设计方法和理论已经能成功地应用到自动驾驶仪的设计中了。

显然结合飞行动力学来研究自动飞机控制系统是必要的,飞机飞行过程的复杂性决定了只有通过飞行动力学的研究,才能对飞机运动建立数学模型,也只有这样才能深刻了解其运动特性和正确评估设计结果,所以飞行动力学在自动飞行控制系统研究中有着相当重要的地位。

从飞行动力学的角度来看,自动控制系统的的作用是改变了飞机的动力学响应,也就是说当飞机自动飞行时,飞机和自动控制系统组成了一个新的动力学系统,而通过自动控制系统具有能被调整的特性,就可容易地达到改变这个新动力学系统性能的目的,这一点从自动飞行控制系统的数学模型中可以明显地看出来。因此,通过自动控制系统来改变飞机飞行品质是可行的。当然,那时飞行动力学的研究者主要还是致力于通过空气动力学的方法使飞机具备良好操纵性和稳定性。

从自动控制系统角度来说,自动飞行控制系统是通过飞机的操纵系统完成对飞机的控制,达到自动飞行的目的。因此,它就是一个能实现自动飞行的控制系统而已,自动控制系统完全可以仿照人操纵飞机的方式。所以在那时,对于自动飞行

控制系统的工程师来说,飞机设计完成(也就是控制对象确定)以后,才能进行自动控制系统的设计,而设计自动飞行控制系统的目的就是部分地代替人工操纵飞机。

在自动飞行控制系统工程实现中,自动飞行控制系统与飞机的操纵系统并联,并且有安全措施实现随时从操纵系统中断开的功能,这也就是说,自动飞行控制系统在飞机设计中还是处在一个次要的地位,这是由于其系统是部分地代替人工操纵飞机这一目的所决定的,与飞机的性能无关。事实上,飞行控制工程师也不会从飞机性能设计的角度来看待控制系统的作用,同时对于亚声速的螺旋桨飞机的飞行品质来说,也没有这样的需求。

随着喷气时代的来临,飞机的速度得到了极大地提高,从高亚声速、跨声速到超声速,飞机的纵向静稳定性出现问题。随着速度的提高引起焦点位置的前移,使得飞机的纵向静稳定性不足甚至就是静不稳定的。这一问题首先出现在美国在20世纪60年代设计的3倍声速F-12的初期研制中,在满足飞机总体性能的条件下,单纯通过气动技术显然已经无法解决。因此,F-12飞机在控制系统的帮助下,依靠三余度的自动增稳系统,使静不稳定的飞机得以安全飞行,并满足了操纵品质的要求。这也是主动控制技术在飞机中的首次应用,这个应用导致了飞机设计中的随控布局思想。

1966—1968年,美国空军飞行动力实验室完成了载荷减缓和模态稳定(LAMS)的研究与验证,其目的就是研究利用控制系统来增强运动稳定性、减轻结构载荷的可行性与技术。这项计划与其他一些飞机(如F-4、F-111)开展的控制增稳研究,使这些技术逐渐得到验证。到20世纪60年代后期,美国在马赫数为2这一级别的高性能战斗机上,开始广泛使用控制增稳系统。显然这些研究和应用,还是基于前面所阐述的事实,就是在操纵系统中安装有控制系统后的飞机,其飞行品质是由控制系统和飞机所组成的新动力学系统共同确定的。从理论上来说,这些技术给单纯采用空气动力学方法来调整飞机飞行品质的方法带来了新的思路,为随控布局的飞机设计思想产生打下了基础<sup>[1]</sup>。

对大型飞机来说,在1971—1974年进行了B-52飞机的随控布局验证计划,验证适用于大飞机的主动控制技术,包括颤振抑制、机动载荷控制、乘坐品质控制、机体疲劳控制和增稳,取得了很大的成果。这些成果被后续的大飞机所应用,如B-1轰炸机采用了放宽静稳定性技术,C-5A采用了机动载荷控制等。

技术验证最后的结果就是电传操纵系统得到了广泛地应用,在运输类飞机的典型应用就是B777和A320飞机。当然空中客车公司在A320飞机中采用电传操纵系统的最初想法是要与波音系列飞机有差异。对亚声速的运输类飞机而言,采用电传操纵系统就可以对飞机的性能进行低成本改进(相对于气动外形改进而言),譬如放宽纵向静稳定性以减小配平阻力,换来飞机航程的增加。当然,采用电传操纵系统也会带来一定风险,特别对于亚声速的运输类飞机来说,需要在性能

和成本之间做出折中。

电传操纵系统并不能真正地被包含在自动飞行控制系统的范畴内,它们还是属于飞机操纵系统。自动飞行控制系统的特点在于代替驾驶员自动完成规定的飞行任务,如果将改善飞行品质的控制系统(电传操纵系统)作为内回路的话,那么自动飞行控制系统则是外回路。从技术的发展历程来看,基于负反馈原理的自动飞行控制系统可改善飞机动力学性能的这一特点,对电传操纵系统或随控布局产生的指引性作用是不能低估的。两者对飞机控制作用的形式是类似的,即都是采用舵机来实现对舵面的控制,进而达到对飞机飞行的控制作用,两者的差别只是对舵面的控制权限不同而已。

在 20 世纪 70 年代以前,人们还把自动飞行控制系统称为自动驾驶仪。在那个时候,自动驾驶仪的控制功能和任务还稍显简单,是驾驶员在飞行中的辅助设备,它不能完成飞机在整个飞行包线实现自动飞行的任务。而随着技术的发展和长距离、长时间以及降低使用成本的要求,自动驾驶仪的功能逐步完善,已经能满足飞机在整个飞行包线内自动飞行的要求,因此自动驾驶仪的称呼已经逐步被自动飞行控制系统所代替。

在现代运输类飞机中,自动飞行控制系统功能完善、操作使用简单且具有高可靠性,自动飞行控制系统已经成了飞行中不可或缺的系统,除了在滑跑起飞和着地后的滑行阶段外,自动飞行控制系统几乎可在全飞行包线范围内使用,极大地提高了飞行安全性,并减轻了驾驶员的工作强度,使得驾驶员可以有更多的精力对飞行态势进行监控以确保安全。从另一个方面来讲,自动飞行控制系统也可降低飞机的使用成本,实现了定时、精确和快捷的飞行,而对驾驶员来说,飞行变得更加容易和富有乐趣了!

现代运输类飞机的自动飞行控制系统包括了自动驾驶仪和飞行导引系统(Flight Guidance System)功能,而飞行导引系统相当于自动飞行的指令产生系统,它根据飞行管理计算机所确定的飞行目标,自动形成在整个飞行阶段的轨迹指令。这一指令如果应用于自动驾驶仪(此时自动驾驶仪更像是一个轨迹控制系统),则可以实现自动飞行;如果应用于电子显示系统,则驾驶员可通过人工飞行来完成指令所对应的飞行状态(如高度、空速保持等)。显然,后者有利于降低人工驾驶飞行时操纵的复杂性。但不管怎样,自动飞行控制系统还是保留了斯佩雷父子自动驾驶仪的重要特征。

当然,上述所描述的是在运输类飞机上的情形。而对于单座或双座的歼击飞机,自动飞行、特别是长时间的自动巡航飞行并不是这类飞机的主要任务,而且其飞行速度快、飞行时间短,自动飞行并不是主要的性能要求,除非是进行跨洋飞行时,自动飞行才可能是个要求。因此一般来说,自动飞行控制系统主要是应用于飞行距离远、飞行时间长的运输类飞机中,已经成为了运输类飞机不可或缺的系统,当然这一结论也完全适用于远程飞行的大型轰炸机。

## 1.2 飞机飞行的物理基础

由于自动飞行控制系统的控制对象是飞机,了解及掌握其飞行的基本物理基础和方法是必要的。实际上一个好的系统设计者,必须对飞行原理有着深刻的认识,并且具有飞行动力学的理论知识和解决问题的能力。

由于地球对任何物体都存在引力作用,因此物体在空中飞行时,一般需要空气提供浮力或升力来平衡或部分平衡物体重力,以免物体掉下。

所以从空气动力学的角度来说,飞行器一般可分为两类:一类是依靠空气的浮力(或称空气静升力)保持在空中飞行的,譬如氢气球、热气球和飞艇。它们的共同特点是依靠浮力来平衡重力的作用。由于浮力在静止的空气中就能产生,因此这类飞行器只能缓慢地向前运动,其飞行轨迹受风的影响很大,而且操纵比较困难。

另一类是依靠空气动力(升力)保持在空中飞行的飞行器,如固定翼飞机或旋翼机。此种飞行器一般重于空气且具有一定形状剖面的机翼,并在与空气存在相对运动时产生垂直于运动方向的力,即空气升力,此力可平衡重力以维持飞行器在空气中,但前提是需要飞行器相对于空气具有一定的速度。

升力产生的可能性,可以用伯努利方程来解释。由流体力学可知,沿流线成立的伯努利方程可以写成:

$$p = p_{\infty} + \frac{1}{2}\rho V_{\infty}^2 - \frac{1}{2}\rho V^2$$

式中: $V$ 为空气速度(m/s); $p$ 为物体所受到的压力(Pa或N/m<sup>2</sup>); $\rho$ 为空气密度(kg/m<sup>3</sup>,考虑不可压缩流动时密度为常数);下标 $\infty$ 表示无穷远状态,即来流状态。

依据儒可夫斯基升力定理,与流体作相对运动的旋转运动导致了升力的产生,这种流体的旋转运动在物体上表面与来流速度叠加后是流体速度增加,在下表面正好相反,使流体速度减小。这个结论应用于伯努利方程后,就会发现物体上表面的压力小于下表面的压力,因此上下表面压力的合力就产生了方向向上的升力。

既然升力与飞行方向垂直,那么可以看成是一种不对称的力,显然这种不对称力的产生需要飞行器几何不对称或相对运动不对称才能产生。飞机的机翼做成向上弯曲或者使翼弦与运动方向成一定的角度(该角度在飞机对称面内投影为迎角),是产生不对称力的一种方式。

虽然可以用升力来平衡重力,但飞机起飞降落阶段也可以用发动机的推力(拉力)来平衡重力,这也包括垂直起降飞机在垂直起降阶段的情况。提供升力是有代价的,有升力就有平行于运动方向的阻力,阻力则需要发动机提供的动力来克服。为了获得有效率的飞行,升力和阻力之比就显得非常重要了,该指标体现了飞机的空气动力效率。

为了控制飞机的姿态,需要有相关的气动操纵舵面,只要在远离飞机重心的气动舵面上有一个很小的升力变化,就可以产生一个足以使飞机姿态发生变化的力矩,这是一种高效率的力矩操纵方法。它不仅是对飞机姿态的控制,实际上最终实现的是对飞行轨迹的控制,从姿态到轨迹是复杂的动力学过程,它还与飞机发动机的可用功率有关。对于飞机的驾驶者来说,操纵舵面的目的就是使飞机飞行轨迹按要求发生改变,这样才能符合飞机一般使用目的——开始离地起飞,最后着地降落!上述这些问题就是飞行动力学研究范畴了,飞行动力学(或飞行力学)研究的是飞行器在外力和外力矩作用下所表现出的运动性质,而空气动力学则是研究飞行器与空气产生相对运动后的力和力矩是如何产生的以及性质等有关问题。从自动控制原理的角度讲,飞行动力学是研究飞机对象特性的方法,也是建立对象模型的理论。

对于亚声速的运输类飞机而言,最重要的空气动力学理论就是伯努利方程和儒可夫斯基升力定理,前者可以用来解释升力产生的可能性,而后者则可以用于翼型设计和升力计算。当然,许多空气动力学家为空气动力学理论做出了卓越的贡献,在这里就不做详细介绍了,可以参见文献[2,3]。

采用空气动力学原理使重于空气的物体能悬于空气飞行,而且使操纵和控制成为了可能,这是一个非常巧妙和令人惊叹的物理学原理,是航空爱好者(先驱)、工程师和科学家对人类的重要贡献。

### 1.3 自动飞行控制系统的描述和工作模式

自动飞行控制系统的描述方法分为两种情况,一种是真实的物理组成描述,也就是系统的组成硬件(目前,一般都采用数字计算机和相关集成化的电子电路以及机电作动装置)和软件,并经常以这些硬件之间电气连接图的形式给出(图1-1);另外一种原理性的描述,也就是将系统硬件抽象为数学模型后,以自动控制系统中常用的方框图形式给出(图1-2)。

图1-1和图1-2两种形式用处不同。前者更多地用在系统的工程设计中,它更注重系统的实际组成和硬件之间的关系,适合于工程制造、调试和使用说明。而后者则更多地用在原理性的说明和控制律设计、仿真中,它指出了系统输入和输出之间的定量关系,例如当飞机姿态(可用陀螺测量)变化一定角度后,舵面应偏转多少角度,这同样可用于系统调试。对于自动飞行控制系统来说,两者的描述是应用在系统研制的不同阶段,因此具有相同的重要性。

现代自动飞行控制系统和飞行管理计算机、惯性导航系统和无线电导航系统以及电子飞行显示系统交联,往往难以区分自动飞行控制系统和其他系统的边界。从现代自动飞行控制系统的发展来看,这种边界更加模糊,因而更多地按功能的分类进行系统定义。