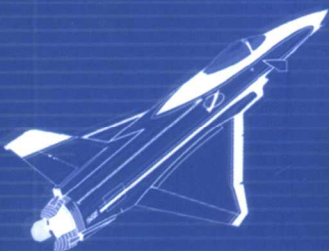


高等学校通用教材

飞机电传操纵系统与 主动控制技术

高金源 焦宗夏 张平 编著



FEIJI DIANCHUANCAOZONG XITONG YU
ZHIDONG KONGZHI JISHU



北京航空航天大学出版社

高等学校通用教材

飞机电传操纵系统与 主动控制技术

高金源 焦宗夏

江苏工业学院图书馆
藏书章



北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书主要讲述现代飞机电传操纵系统、主动控制技术及余度舵机方面的内容。共分6章。第1章重点说明电传操纵系统、主动控制技术的基本概念、发展和关键技术。第2~5章分别讲述电传操纵系统可靠性以及提高可靠性的主要措施;通过实例介绍电传操纵系统硬件的结构组成以及系统计算机、传感器和座舱操纵机构的主要特性;重点介绍电传操纵系统控制律构成和设计方面的问题以及各种主动控制功能及其实现的方法。第6章重点介绍余度液压舵机的工作原理和设计中的有关问题。

本书可作为高等学校飞行控制专业本科生及研究生的参考教材,也可用于航空企业、科研院所科技人员的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

飞机电传操纵系统与主动控制技术/高金源等编著.

北京:北京航空航天大学出版社,2005.9

ISBN 7-81077-596-0

I. 飞… II. 高… III. 飞机—自动飞行控制—飞行控制系统 IV. V249.122

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 040843 号

飞机电传操纵系统与主动控制技术

高金源 焦宗夏 张 平 编著

责任编辑 王 实

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(100083) 发行部电话:010-82317024 传真:010-82328026

<http://www.buaapress.com.cn> E-mail:bhpress@263.net

北京市松源印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×960 1/16 印张:13.75 字数:308 千字

2005 年 9 月第 1 版 2005 年 9 月第 1 次印刷 印数:3 000 册

ISBN 7-81077-596-0 定价:19.00 元

前言

本书原是电子版讲义,是为北京航空航天大学举办的“航空高研班”各专业人员而编写的共用的学习参考资料;其主要目的是为航空科研院所科技业务方面的高层次人员提供应具备的知识;现经过部分修改,作为教材正式出版。

本教材主要讲述现代飞机飞行控制中的电传操纵系统、主动控制技术及余度舵机等方面的内容,有关飞机飞行控制中其他方面的内容(如自动飞行系统等)没有列入。

本教材共分6章。第1章绪论,较详细地说明电传操纵系统和主动控制的基本概念、发展和关键技术。第2章重点讲述有关电传操纵系统可靠性以及提高可靠性的主要措施。第3章通过实例介绍现代电传操纵系统硬件的结构组成以及主要部件(如计算机、传感器和座舱操纵机构系统)的主要特性。第4章主要介绍电传操纵系统控制律构成和设计方面的问题。电传操纵系统是从机械操纵系统发展来的一种操纵系统,因此其基本设计要求应满足有关飞机飞行品质要求。为此,本章首先简要介绍了有关飞机飞行品质的基本概念和要求。然后通过典型实例分析电传操纵系统控制律的结构组成以及现代电传操纵系统的多模态控制的有关问题。鉴于本教材编写的目的,本章没有详述控制律的各种设计方法,仅对控制律的设计方法作了一个总的评述,使读者对控制律设计方法中的有关问题有一个概括的了解;此外,还通过一个具体实例概括介绍了控制律设计过程。最后,本章对自修复飞行控制系统以及大迎角飞行控制系统设计问题作了概要介绍。第5章讲述各种主动控制功能的功用以及实现的方法,并简单介绍了近年来发展的新型主动控制功能。由于液压余度舵机是电传飞行控制系统中极为复杂和重要的部件,因此,第6章重点介绍液压余度舵机的工作原理和设计中的有关问题。

本书所讲述的内容适合非控制专业的航空高层次人员,是了解现代飞机电传操纵系统和主动控制技术的基本知识,并且符合“突出基本概念;突出典型结构和典型系统方案;突出工程量级及使用要点;突出现代性,兼顾前沿性,指出进一步研究的深入途径和参考资料”的要求。

本书第1~5章,由高金源教授编写,其中第4.5节由张平教授编写;第6章由焦宗夏教授编写。

全书承航空第一集团公司魏金钟研究员审阅。魏金钟研究员近 10 多年一直参与我国有关电传操纵系统及主动控制技术预研工作的主持和管理,经验丰富。他对本书各章节进行了认真仔细的评阅,提出了许多宝贵意见。在此,特向魏金钟先生表示衷心的感谢。

本书的出版得到了北京航空航天大学研究生院培养处领导的大力支持与帮助,在此表示衷心的感谢。

由于对编写教材的要求领会不深,加之水平有限,书中的错误和不妥之处,欢迎读者批评指正。

编 者

2004 年 9 月

目 录

第 1 章 飞行控制系统概述

1.1 现代飞机飞行控制系统	1
1.1.1 现代飞行控制系统的功能	1
1.1.2 飞机飞行控制的发展	2
1.2 电传操纵系统	3
1.2.1 飞机操纵系统的发展	3
1.2.2 电传操纵系统的特点	6
1.2.3 电传操纵系统的发展与应用	7
1.2.4 发展电传操纵系统的关键技术	8
1.3 主动控制技术	11
1.3.1 概 述	11
1.3.2 主动控制技术的发展	12
1.3.3 主动控制技术的主要功能	13
1.4 现代飞机飞行控制系统原理结构组成	14

第 2 章 电传操纵系统的可靠性及余度技术

2.1 电传操纵系统的可靠性指标	15
2.2 电传操纵系统的余度技术	17
2.2.1 余度技术	17
2.2.2 余度管理技术	17
2.2.3 非相似余度技术	22
2.2.4 解析余度	23
2.2.5 备份系统	24
2.2.6 电传操纵系统余度系统实例	25
2.3 电传操纵系统的软件可靠性	27
2.3.1 关于软件可靠性的几个概念	27
2.3.2 软件可靠性的容错技术与预测	28
2.3.3 软件的验证和确认	28

2.3.4 F/A-18 数字飞行控制系统软件的确认	30
2.4 电传操纵系统安全性	31

第3章 电传操纵系统的组成

3.1 电传操纵系统的结构	34
3.1.1 AFTI/F-16 飞机电传操纵系统	34
3.1.2 B777 飞机电传操纵系统	39
3.2 主飞行控制计算机	47
3.2.1 主飞行控制计算机的主要功能	47
3.2.2 主飞行控制计算机典型结构分析	48
3.2.3 并行处理机在飞行控制系统中的应用	50
3.2.4 数字飞行控制系统软件的开发	52
3.2.5 F-16C/D 飞机主飞行操纵计算机	57
3.2.6 B777 主飞行计算机	60
3.3 驾驶杆及人感系统	65
3.3.1 中央杆与侧杆	65
3.3.2 驾驶员指令传感器	67
3.3.3 人感系统特性及其对飞行品质的影响	67
3.4 电传操纵系统飞机运动参数的测量	70
3.4.1 角速率传感器	70
3.4.2 迎角及侧滑角传感器	72
3.4.3 过载传感器或加速度计	73

第4章 电传操纵系统控制结构分析与控制律设计

4.1 飞机的飞行品质	74
4.1.1 概 述	74
4.1.2 飞行品质	75
4.1.3 飞行品质评价准则	78
4.2 电传操纵系统控制律结构分析	89
4.2.1 典型电传操纵系统控制律结构分析	89
4.2.2 电传操纵系统的多模态控制	98
4.2.3 电传操纵系统起飞/着陆控制结构分析	105
4.3 电传操纵系统控制律设计	107
4.3.1 概 述	107

4.3.2 电传操纵系统设计方法综述	108
4.3.3 数字电传飞行控制系统最优二次型方法设计	113
4.4 大迎角机动飞行控制系统控制律	123
4.4.1 概 述	123
4.4.2 X-31A 试验机飞行控制规律简介	125
4.5 自修复飞行控制系统	129
4.5.1 概 述	129
4.5.2 关键技术研究现状	131
4.5.3 控制律重构技术	133
4.5.4 自主维护诊断与实时告警技术	134
4.5.5 自修复飞行控制系统的可靠性	134
4.5.6 工程应用的难点和面临的问题	135

第5章 主动控制技术

5.1 放宽静稳定性	136
5.1.1 放宽静稳定性的效益	136
5.1.2 放宽静稳定性飞机飞行控制系统设计要点	141
5.1.3 电传操纵系统增稳功能的实现	142
5.2 边界控制系统	146
5.2.1 概 述	146
5.2.2 边界限制方案分析	148
5.2.3 迎角闭环边界控制系统	148
5.2.4 取大值的迎角边界限制控制器	150
5.2.5 采用非线性反馈的迎角边界限制控制器	151
5.2.6 A320 民用飞机边界值限制方法	152
5.3 直接力控制	153
5.3.1 概 述	153
5.3.2 直接升力控制的非常规机动	155
5.3.3 侧向非常规机动模式	157
5.3.4 直接力模态的实现	159
5.4 阵风载荷减缓和乘坐品质控制	161
5.4.1 概 述	161
5.4.2 大气扰动的数学描述	163
5.4.3 大气扰动对飞机运动的影响	166

5.4.4 阵风载荷减缓和乘座品质控制系统	168
5.5 机动载荷控制	172
5.5.1 概 述	172
5.5.2 大型飞机的机动载荷控制	173
5.5.3 小型战斗机的机动载荷控制	177
5.6 主动颤振抑制系统	180
5.6.1 概 述	180
5.6.2 抑制颤振的方法	181
5.6.3 颤振主动抑制系统	182
5.7 新型主动控制功能	183
第 6 章 余度舵机	
6.1 概 述	185
6.1.1 余度舵机产生的历史背景	185
6.1.2 国内外余度舵机系统研究的现状	186
6.1.3 余度舵机的关键技术	189
6.2 余度舵机的基本原理与设计方法	191
6.2.1 余度舵机的性能要求	191
6.2.2 余度舵机的基本原理	192
6.2.3 余度舵机配置	197
6.3 伺服作动系统余度管理与故障监控	199
6.3.1 故障监控	199
6.3.2 故障隔离及系统重构	199
6.3.3 故障—工作控制能力	200
6.3.4 伺服作动器的余度管理	201
6.4 伺服系统综合与验证	202
6.5 典型余度舵机实例分析	204
6.6 飞机电液舵机的发展趋势	207
参考文献	211

第 1 章 飞行控制系统概述

1.1 现代飞机飞行控制系统

1.1.1 现代飞行控制系统的功能

自从 20 世纪初世界上第一架重于空气的飞机诞生以来,驾驶员主要通过机械操纵系统操纵相应舵面对飞机进行控制。但随着飞行任务的不断复杂化,不仅要求飞机的飞行距离远,高度高,而且还要求有良好的操纵品质。为了改善飞机的操纵品质,解除驾驶员在长距离飞行中的疲劳,使其集中精力完成飞行任务,希望有一种系统能控制飞机实现自动飞行,并改善飞机的飞行特性。这种系统就是现代飞机上安装的飞行控制系统。

现代飞机飞行控制系统的主要作用,归纳起来有两点:① 实现飞机的自动飞行;② 改善飞机的性能。

1. 实现飞机的自动飞行

飞机的自动飞行控制就是利用一套专门的系统,在无人参与的条件下,自动操纵飞机按规定的姿态和航迹飞行;通常可实现对飞机的三轴姿态角及飞机三个方向空间位置的自动控制和稳定。例如,对于完全无人驾驶的飞行器(如无人机或导弹等),实现完全的飞行自动控制;对有人驾驶的飞机(如民用客机或军用飞机),虽然有人参与驾驶,但在某些飞行阶段(如巡航等),驾驶员可以不直接参与操纵,而由飞行控制系统实现对飞机飞行的自动控制,但驾驶员应完成对自动飞行指令的设置和监督自动飞行的进行,并可以随时切断自动控制而实现人工驾驶。采用自动飞行的好处主要有以下几点:

- 长距离飞行时解除驾驶员的疲劳,减轻驾驶员的工作负担;
- 在一些坏天气或复杂的环境下,驾驶员难于精确控制飞机的姿态和航迹,自动飞行控制系统可以实现对飞机姿态和航迹的精确控制;
- 有一些飞行操纵任务,驾驶员难于精确完成,如进场着陆,采用自动飞行控制则可以较好地完成任务。

2. 改善飞机的性能

一般来说,飞机的性能和飞行品质是由飞机本身的气动特性和发动机特性决定的。但随着飞机飞行高度及速度的增加,飞机的自身特性将会变坏。如飞机在高空飞行时,由于空气稀薄,飞机的阻尼特性变坏,致使飞机角运动产生严重的摆动,靠驾驶员人工操纵将会很困难。

此外,设计飞机时,为了减小质量和阻力,提高有用升力,常将飞机设计成静不稳定的。对于这种静不稳定的飞机,驾驶员是难于操纵的。为了解决这类问题,可以在飞机上安装不同类型的飞行控制系统,使静不稳定的飞机变成静稳定的,使阻尼特性不好的飞机变成好的。这就是现代飞机上常用的增稳系统或阻尼器系统。这种系统也是一种控制系统,但它不是用来实现飞机的自动飞行控制,而是用来改善飞机的某些特性,实现所要求的飞行品质和飞行特性的。这种系统虽然不能实现飞行自动控制,但仍用于飞行控制,是飞机飞行不可缺少的组成部分。

1.1.2 飞机飞行控制的发展

早期的飞机,功能简单,性能较低,由人工操纵即可完成飞行。随着航空技术的发展和飞机性能的提高,人工操纵产生了很多困难,因而要求实现飞机飞行的自动控制。

1912年,美国的爱莫尔·斯派雷和他的儿子制成了世界上第一套自动驾驶仪。该驾驶仪的作动器是由压缩空气驱动的,用于测量飞机姿态角的陀螺也是气动式的。该系统仪是用来保持飞机平飞时的俯仰角和滚转角的稳定系统。现代典型的自动飞行控制系统的发展是在第二次世界大战期间。当时,由于战争需要长距离的飞行,美国研制了功能完善的C-1电气式自动驾驶仪,可实现飞机的三轴姿态稳定。同时,在二次大战后期,德国研制了无人驾驶的飞行器——导弹(如V-1飞航式导弹、V-2弹道式导弹)。在这种全自动飞行的飞行器上,自动驾驶仪不仅用来稳定导弹的姿态,而且还与机上其他装置相配合控制飞机的航迹(如定高、自动下滑等)。第二次世界大战后,自动飞行获得了较大的发展。自动驾驶仪与飞机上其他航空电子设备相耦合,实现了飞机航迹的自动控制。1947年9月美国C-54飞机完成了跨大西洋不着陆的自动飞行,从起飞到着陆实现了全过程的自动化。

随着飞机飞行速度的增加,飞行包线的扩大,飞机自身特性变坏,所以,20世纪五六十年代以后,阻尼器系统、增稳系统和控制增稳系统开始用于飞机的飞行控制,使飞行控制系统的功能从单纯实现自动飞行逐步发展到用于改善飞机的性能和飞行品质。特别是70年代以后,随着微电子和计算机技术的发展,在控制增稳系统的基础上发展了电传操纵FBW(Fly-By-Wire)系统,并在一些军用飞机以及大型民用飞机上取消了机械操纵系统。

由于科学技术的发展和客观上的需要,对飞机的性能要求越来越高,因此在飞机总体设计时,只考虑气动布局、飞机结构以及发动机三方面的协调配合已无法解决它们之间的矛盾,并且很难设计出期望性能的飞机。20世纪70年代以来提出和发展的主动控制技术ACT(Active Control Technology),在飞机设计初始阶段就考虑了飞行控制系统,实现了飞机气动布局、飞机结构设计、发动机选型和飞行控制四个方面的协调配合,并保证使飞机获得最佳飞行性能和实现一些非常规的机动。主动控制技术不仅在军用飞机上获得了广泛应用,而且从80年代开始,在民用客机上也得到了应用。

此外,由于对飞机的要求日益提高,现在飞机上已安装有多种系统。20世纪80年代以后,这些系统被逐步综合起来,实现了综合化管理,形成了综合控制技术。采用这种技术,可使

飞机的性能进一步提高,减少设备和维护工作量,减轻驾驶员的工作负担。目前,世界上一些先进的军用飞机,已开始实现飞行控制与火力控制的综合、飞行控制与推进控制的综合,进而实现飞行/推进/火力控制系统的综合,以使各系统协同工作,更好地完成各种飞行任务。在综合控制技术发展的基础上,世界上航空工业技术先进的国家仍继续军机的战术任务飞行管理系统的研究,并力争在新一代飞机上加以应用。战术任务飞行管理系统的主要任务是飞行任务与飞行航迹管理,它是提高飞机完成任务的有效率和飞行安全的关键。由于20世纪70年代中东石油危机的影响,目前民用飞机已广泛采用了飞行管理系统,从而使运营效益和飞行安全大大提高了。

数字计算机技术的日新月异,使实现复杂而完美的飞行控制功能成为可能。20世纪60年代以前,飞行控制系统采用模拟计算机或模拟电路,限制了飞行控制功能的发展。随着数字计算机的发展,数字式飞行控制系统已取代了模拟式飞行控制系统。可以预料,现代控制理论、新型计算机和新型飞行器结构、气动布局等几个方面的结合,必将不断地推出性能极佳和可靠性极高的飞行器。

展望未来的飞行控制技术,随着计算机技术及控制理论与技术的发展,智能控制技术不仅会在飞行控制系统设计中得到广泛应用,而且在无人作战飞机系统方面也将发挥重要作用,成为无人作战飞机发展的基础。

1.2 电传操纵系统

1.2.1 飞机操纵系统的发展

自从20世纪初第一架重于空气的飞行器诞生以来,人类通过操纵位于飞机不同部位上的气动操纵面,改变作用于飞机上的气动力及力矩,实现不同的飞行任务。在座舱中,驾驶员移动驾驶杆或脚蹬,通过操纵系统偏转位于不同翼面上的气动操纵面,实现对飞机运动的控制。近100年来,飞机操纵系统的发展大致经历了以下几个阶段:

① 飞机诞生以后的前30多年中,飞机的操纵系统是简单的机械操纵系统,由钢索的软式操纵,发展为拉杆的硬式操纵。驾驶杆及脚蹬的运动经过钢索或拉杆的传递直接拖动舵面运动,如图1-1(a)所示。驾驶员在操纵过程中必须克服舵面上所承受的气动力,并依据这种感觉来操纵飞机。只要对传动的摩擦、间隙和传动系统的弹性变形加以限制,就可以获得满意的性能。

② 随着飞机尺寸、质量及飞行速度的不断增加,舵面铰链力矩的增大,使驾驶员难于直接通过钢索或拉杆拉动舵面。20世纪40年代末出现了液压助力器,将其安装在操纵系统中,如图1-1(b)所示,作为一种辅助装置来增大施加在舵面上的作用力,以发挥飞机的全部机动能力。这就是飞机的助力操纵系统。在该系统中驾驶员仍然可以通过拉杆或钢索感受到舵面上所受到的气动力,并依据这种感觉来操纵飞机。

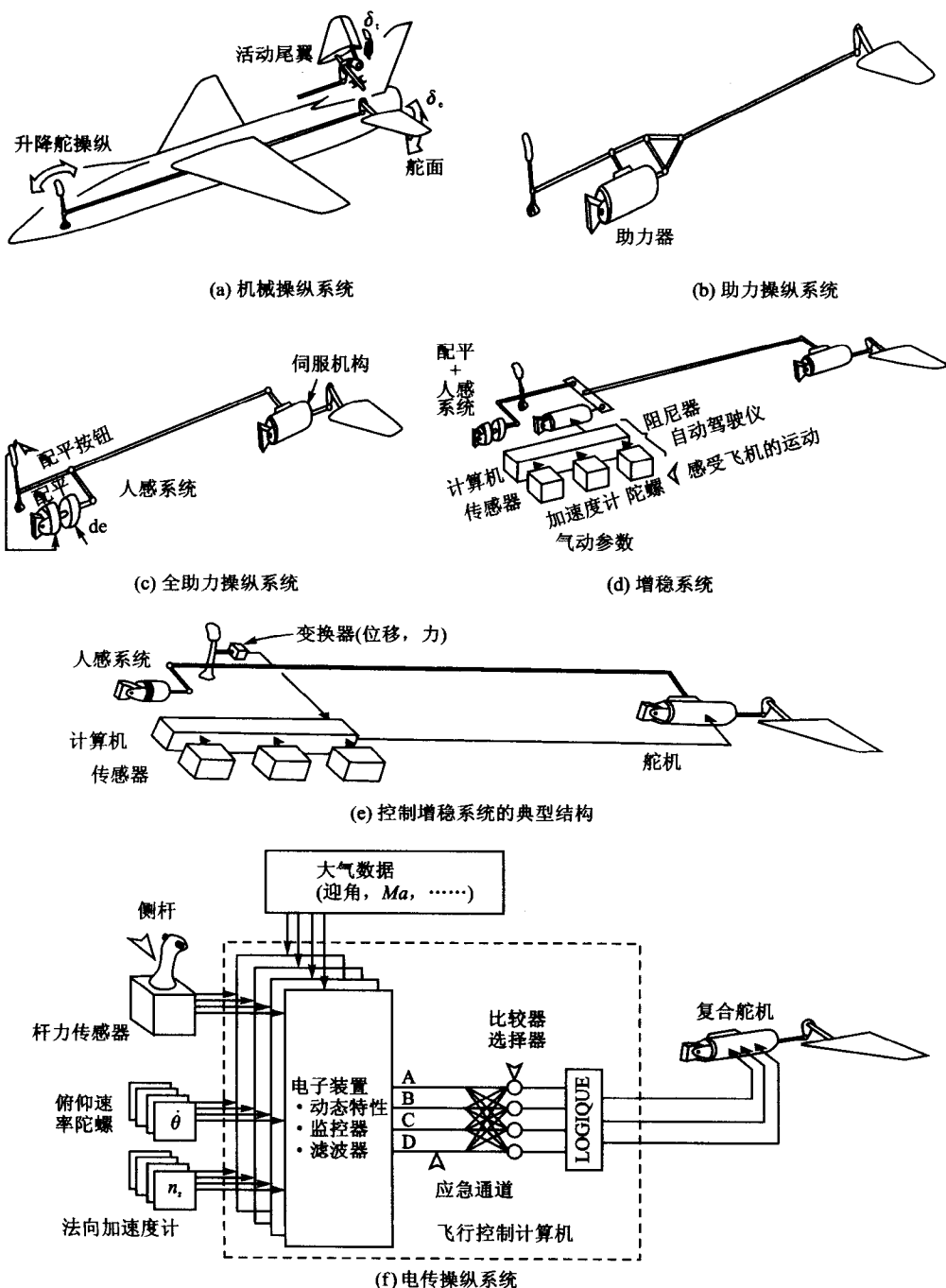


图 1-1 飞机主操纵系统的发展

③ 当超声速飞机出现后,超声速飞行时飞机的焦点急剧后移,纵向静稳定力矩剧增,此时需要相当大的操纵力矩才能满足飞机机动性要求。此外,由于尾翼上出现了超声速区,升降舵操纵效率大为降低,因此,不得不采用全动平尾进行操纵。由于全动平尾的铰链力矩很大,而且数值的变化范围较宽,非线性特性影响严重,使驾驶员无法直接承受舵面上的铰链力矩,故依据它来操纵飞机,因此,出现了全助力操纵系统,如图 1-1(c)所示。在这种系统中,切断了舵面与驾驶杆的直接联系,驾驶员的操纵指令直接控制助力器上的分油活门,从而通过助力器改变舵面的偏转并承受舵面的铰链力矩。此时,驾驶杆上所承受的杆力仅用于克服传动机构中的摩擦力,与飞行状态无关;驾驶员也无法从杆力的大小来感受飞机飞行状态的变化,因而不符合飞行操纵要求。为使驾驶员获得必要的操纵感觉,感受到适当的杆力和杆位移,在系统中增加了人感装置。人感装置是用弹簧、缓冲器以及配重等构成的系统,用来提供驾驶杆上所受的人工感力。这种人工感力虽然在移动操纵面时是不需要的,但在操纵飞机时给驾驶员提供适当的操纵品质还是必要的。驾驶杆的操纵情况(如杆力梯度、杆位移梯度)要随飞行状态变化,利用特定的力臂调节器等来实现,如美国的 F-86、F-104、B-727 以及原苏联的米格-14 都采用了这种全助力操纵系统。

④ 从 20 世纪 50 年代中期以来,随着飞机向高空高速方向发展,飞行包线不断延长,飞机的气动外形很难既满足低空、低速的要求,又满足高空、高速的要求,常会出现飞机在高空、高速飞行时,其静稳定性增加而阻尼不足,但在低速飞行时稳定性又不够的现象。通常,单纯依靠改变人工操纵系统和飞机的气动外形,难以满足飞机操纵品质的要求。为了提高飞机的稳定性和改善飞机的阻尼特性,第一次将人工操纵系统与自动控制结合起来,将增稳系统引入到人工操纵系统中,从而形成了具有稳定功能的全助力操纵系统,如图 1-1(d)所示。这种系统采用角速率陀螺或加速度计测量飞机相关变量的变化,形成人工阻尼和增稳信号,通过串联或并联舵机操纵舵面,使飞机在高空或高速条件下,仍具有良好的操纵品质。从驾驶员操纵角度来看,增稳系统是飞机的组成部分,使驾驶员操纵起来犹如一架具有优良品质的“等效飞机”。在这个系统中,增稳系统和驾驶杆是相互独立的,增稳系统并不影响驾驶员的操纵。由于舵面既受驾驶杆机械传动指令控制,又受增稳系统产生的指令控制,为了操纵安全起见,增稳系统对舵面的操纵权限受到限制,一般仅为舵面全权限的 3%~6%。

⑤ 增稳系统在增大飞机的阻尼和改善稳定性的同时,在一定程度上降低了飞机操纵反应的灵敏性,从而使飞机的操纵性变坏。为了克服这个缺点,在增稳系统的基础上,进一步发展成为控制增稳系统。它与增稳系统的主要区别在于:在控制增稳系统中,将驾驶员操纵驾驶杆的指令信号变换为电信号,经过一定处理后,引入到增稳系统中,作为增稳系统的指令输入信号来控制舵机的运动。通过合理的设计可获得满意的操纵性和机动性,较好地解决了稳定性与操纵性之间的矛盾。控制增稳系统的典型结构如图 1-1(e)所示。由于驾驶员还可通过该系统直接控制舵面,因此控制增稳系统的权限可以增大到全权限的 30%以上。

⑥ 传统的机械操纵系统以及带增稳或控制增稳的机械操纵系统都存在一些缺点,主要有以下几点:

- 在大型飞机上机械操纵系统越来越笨重,尺寸也大;
- 不可避免地存在一些非线性,如摩擦力和传动间隙等,其所产生的迟滞现象是造成系统自振的重要因素;
- 由于机械操纵系统直接固定在机体上,因此容易传递飞机的弹性振动,引起驾驶杆偏移,有时会造成人机诱发振荡等;
- 由于控制增稳系统权限有限,无法解决现代高性能飞机操纵与稳定中的许多问题。

此外,保证飞机有良好操纵性能的机械操纵机构相当复杂,且不易与自动飞行控制及控制增稳系统相协调。

20 世纪 70 年代初成功地研制和开发了“电传操纵系统”,较好地克服了机械操纵系统所存在的一些缺点。所谓电传操纵系统就是将控制增稳系统中的机械操纵部分完全取消,驾驶员的操纵指令完全通过电信号,利用控制增稳系统实现对飞机的操纵。电传操纵系统的结构如图 1-1(f)所示。

1.2.2 电传操纵系统的特点

从图 1-1(f)中可见,电传操纵系统是一个全时间、全权限的“电信号+控制增稳”的飞行操纵系统。因此,电传操纵系统具有以下特点:

① 电传操纵系统主要靠电信号传递驾驶员的操纵指令,因此,其中将不再含有机械操纵系统。某些系统,因考虑到电传操纵系统完全失效后的安全性而带有机机械备份系统,严格地说,它只能称为伪电传操纵系统(pseudo-fly-by-wire system)。这种系统主要出现在电传操纵系统研制和试飞初期,现代民用机电传操纵系统(如 A320、B777 飞机)中还保留有应急机械备份操纵系统(用应急机械配平系统实现)。

② 控制增稳系统是电传操纵系统不可分割的组成部分。如果没有控制增稳功能,系统仅能称为电信号系统,而不能称为电传操纵系统。

采用电传操纵系统,除了可以克服机械操纵系统的缺点外,还具有许多优点,如进一步改善飞机的操纵品质,对飞机结构变化的影响不敏感,减少维护工作量以及更容易与自动飞行控制系统相耦合等。但更为重要的是,采用电传操纵系统将为实现其他控制功能奠定基础,并为解决现代高性能飞机操纵与稳定中的许多问题提供有效手段。

尽管电传操纵系统具有许多优点,但也存在一些急需解决的问题。首先,全时间、全权限的电传操纵系统必须具有相当于机械操纵系统的可靠性,而达到这种要求需要付出极高的代价。采用冗余系统提高系统的可靠性,其成本较高,且质量和体积也很难有明显的减小。此外,由于电传操纵系统主要核心部件是电子部件,特别是数字部件,因此,易受到雷电和周围环境(如电磁干扰)的影响。解决防雷电和电磁兼容性问题,是电传操纵系统设计中的重要问题。

由于电传操纵系统极易受到电磁干扰及雷电冲击的影响,在发展电传操纵系统的同时,又进一步开展了光传操纵 FBL(Fly-By-Light)系统的研究。光传操纵系统即为采用光纤传输信号的系统。

1.2.3 电传操纵系统的发展与应用

电传操纵系统在 20 世纪 50 年代末就已出现。第一架采用电传操纵系统的作战飞机是 F-111。该机于 1964 年开始飞行,当时采用了三余度带机械备份的模拟式系统。之后在其他型号的飞机(如“狂风”战斗机、F-8C 和 F-104G 飞机、波音 YC-14 短距起落运输机等)也进行了电传操纵系统的验证,并且开始采用数字式系统。最初电传操纵系统的共同特点是,为了安全可靠,都带有机机械备份系统,以提供非相似的余度。

20 世纪 60 年代中期集成电路的出现,对航空技术的发展产生了巨大影响,为制造小型可靠的余度电传操纵系统提供了物质条件。1972 年,在美国空军发起的轻型战斗机验证计划竞标中,第一架采用无机机械备份的电传操纵系统飞机 YF-16 被美国空军选为新的轻型战斗机,从此无任何机械备份的电传操纵系统发展起来。为了强调无机机械备份电传操纵系统的巨大潜力,有时还将其称为全电传 FFBW(Full Fly-By-Wire)操纵系统。YF-16 经过试验及大量技术改造,很快成为世界上第一架无机机械备份的模拟式电传操纵系统飞机。

数字技术和大规模集成电路的发展,推动了数字式电传操纵系统的应用。1978 年,美国开始将数字式电传操纵系统用于 F-18 战斗机,但该机仍保留有机机械备份系统。在此期间,英国采用一架“美洲虎”战斗机作为研究电传操纵系统的验证机。该机装有四余度数字式电传操纵系统,于 1981 年首次试飞。这是第一架无任何机械备份的数字式电传操纵系统飞机。

20 世纪 80 年代中期,美国利用 AFTI/F-16 验证机所用的数字式电传操纵系统的改型,重新装备了 F-16C/D 型飞机。该电传操纵系统为数字式系统,采用四余度的数字备份系统,其体积比模拟式系统缩小了 $2/3$ 。

由于电传操纵系统比机械操纵系统具有许多无可比拟的优点,并且随着科学技术的发展,一些亟待解决的问题已逐步得到了解决。所以,从 20 世纪 80 年代以来,电传操纵系统获得了极大的发展,许多新研制的军用及民用飞机均采用了该系统。80 年代开始研制的瑞典的 JAS39“鹰狮”战斗机,采用了数字式、全电传操纵系统。该系统没有机械备份系统,是一种三通道数字系统,具有非相似的三个模拟备份通道。1986 年投入商业运营的空中客车 A320 飞机采用的是带有机机械备份的数字式电传操纵系统。该系统采用五套数字计算机,而每套计算机中又有两个非相似的处理单元。90 年代中期投入运营的 B777 飞机也采用了数字式电传操纵系统,利用人工应急机械配平系统作为最后备份系统。俄罗斯生产的 SU-27 战斗机采用的是一种四余度模拟式电传操纵系统,可实现双故障—工作,并且无任何备份系统。

1.2.4 发展电传操纵系统的关键技术

现代飞机的电传操纵系统,一方面,必须可靠地实现原机械操纵系统对飞机不同操纵面的操纵;另一方面,更为重要的是,电传操纵系统还应采用杆指令的前馈信号以及各种形式的反馈信号,使飞机具有不同的响应特性及优秀的飞行品质。为了实现对飞机可靠的操纵和在整个飞行包线范围内具有所要求的响应特性和优秀飞行品质,在研制和开发电传操纵系统时,必须注意解决以下一些关键技术。

1. 系统的可靠性

尽管机械操纵系统有许多缺点,但它的的一个主要优点就是有较高的安全可靠。安全可靠对有人驾驶飞机是至关重要的。只有当电传操纵系统的安全可靠性与机械操纵系统相当或超过时,电传操纵系统才会有实用价值。

飞行操纵系统的可靠性通常用两个指标进行衡量,即飞行安全可靠性和完成任务可靠性。如以飞机操纵系统设计规范为依据(如 MIL - F - 9490D),由飞行操纵系统故障所引起的飞机最大损失率 Q_s 如下:

- I, II, IV 类飞机 62.5×10^{-7} / 飞行小时;
- III 类飞机 0.746×10^{-7} / 飞行小时。

类似,由飞行操纵系统故障所引起的中断飞行任务的故障率 Q_M 如下:

- I, II, IV 类飞机 0.625×10^{-3} / 飞行小时;
- III 类飞机 0.15×10^{-3} / 飞行小时。

目前,世界各国对电传操纵系统安全可靠提出的指标一般是:军用飞机为 1.0×10^{-7} / 飞行小时,民用飞机为 $(1.0 \times 10^{-9} \sim 1.0 \times 10^{-10})$ / 飞行小时。对于这样高的安全可靠指标,要想依靠单套含电气电子部件的控制系统来实现是不可能的。目前,单套电气控制系统的安全可靠性,仅能达到 $(1 \sim 2) \times 10^{-3}$ / 飞行小时,与机械操纵系统相比要差上上万倍。因此,提高电传操纵系统的可靠性以达到和超过机械操纵系统的可靠性指标,是研制和开发电传操纵系统必须首先解决的关键问题。

提高组成电传操纵系统各部件的可靠性是解决问题的一种方法,但这种方法是有限的。据几年前的统计,电传操纵系统装置和部件的可靠性如表 1-1 所列。目前,可靠性虽有所提高,但单纯通过提高部件的可靠性来达到系统的可靠性要求仍然是不可能的。

解决这个问题最有效的方法是采用余度技术,即用多重可靠性较低的、相同或相似的元部件组成可靠性较高的系统,一般称其为冗余系统。如何构成冗余系统,并使其达到所要求的可靠性指标以及使系统成本降低,是采用余度技术需要深入研究的问题。应当指出,现今的电传操纵系统多数为数字式系统,因此,系统的可靠性除了硬件可靠性外,还存在软件可靠性问题。本书第 2 章将对电传操纵系统的可靠性和余度技术问题作较详细的论述。