

北京理工大学“985 工程”国际交流与合作专项资金资助图书

Aircraft Fly-By-Wire System



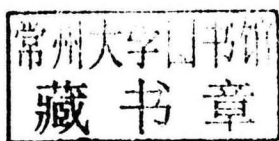
飞机电传操纵系统

徐军 (Jun Xu) 著
[加] 杨亚伟 (Yawei Yang)

 北京理工大学出版社
BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

飞机电传操纵系统

徐 军(Jun Xu) [加]杨亚炜(Yawei Yang) 著



 **北京理工大学出版社**
BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

版权专有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

飞机电传操纵系统/徐军,(加)杨亚炜著. —北京:北京理工大学出版社,2018.3

ISBN 978-7-5682-5430-4

I. ①飞… II. ①徐… ②杨… III. ①飞机-电传操纵系统
IV. ①V227

中国版本图书馆CIP数据核字(2018)第051660号

北京市版权局著作权合同登记号 图字:01-2018-0444

出版发行/北京理工大学出版社有限责任公司

社 址/北京市海淀区中关村南大街5号

邮 编/100081

电 话/(010)68914775(总编室)

(010)82562903(教材售后服务热线)

(010)68948351(其他图书服务热线)

网 址/<http://www.bitpress.com.cn>

经 销/全国各地新华书店

印 刷/保定市中华美凯印刷有限公司

开 本/710毫米×1000毫米 1/16

印 张/18.25

字 数/292千字

版 次/2018年3月第1版 2018年3月第1次印刷

定 价/54.00元

责任编辑/杜春英

文案编辑/杜春英

责任校对/周瑞红

责任印制/王美丽

图书出现印装质量问题,请拨打售后服务热线,本社负责调换

前言

自 20 世纪 50 年代末期飞机电传操纵系统问世以来,经过 60 多年的发展,飞机电传操纵系统已经得到广泛的应用,其理论和技术也已经基本成熟。

尽管如此,由于电传操纵系统与飞机飞行动力学紧密相关,其作用完全决定了飞机的动力学性能,也由此改变了原气动外形和发动机决定飞机性能的观念,颠覆了飞机设计的传统思想,使电传操纵系统在飞机设计中的地位也越发重要,对电传操纵系统的设计制造也赋予了更高的要求,这不但需要系统的设计和制造者全面了解电传操纵系统的有关概念和基本原理,而且还需要其能按性能需求进行系统分析和设计。因此,系统地了解、掌握飞机电传操纵系统的知识是必要的,特别是需要将控制理论与飞行动力学结合起来,才能全面了解电传操纵系统的本质问题,也才能将电传操纵系统更好地应用于飞机的设计中。

本书系统地阐述了关于飞机电传操纵系统的有关分析和设计,以及飞行品质评价的理论问题,其知识覆盖了系统理论设计或方案设计阶段的所有工作内容,介绍了其设计方法并提供了实际算例。内容主要包括三部分。第一部分是建立飞机在无风和有风运动时的数学模型,这一部分的目的是通过介绍如何从飞机风洞试验数据得到飞机运动的非线性和线性化数学模型,并说明了每一种数学模型的使用限制条件,以能够在系统设计中正确地使用这些数学模型。第二部分是有关电传操纵系统原理、分析和设计方面的内容,其目的是能够对电传操纵系统进行需求分析,并能设计出满足要求

的控制律。从电传操纵系统一般定义出发,分别给出了控制飞机纵向和横侧向运动、电传操纵系统控制律的结构和动力学意义,以及设计方法,并用实例进行了控制律设计和数学仿真。第三部分是关于飞行品质评价的问题,具有电传操纵系统的飞机是一个新的动力学系统,这是一个含有反馈控制系统的高阶系统,因此需要在得到一个频率响应意义上与之等效的低阶系统后,才可以用目前成熟并简单的理论及方法进行评价,同时也给出具体的算例。同时为了书的完整性,还引入了与系统设计有关的一些控制理论的基础知识。

写作本书的根本指导思想在于:提供飞机电传操纵系统分析和理论设计所应具备的知识、方法及实际算例。这些知识应能够回答“电传操纵系统是什么?”“为什么要应用电传操纵系统?”这两个深刻的问题。而实际算例则可对电传操纵系统理论设计或技术方案中的具体工作有所帮助,也希望本书能帮助读者学会如何去设计电传操纵系统和掌握有关工作的内容与方法,即既可用于学习电传操纵系统理论的用途,也能作为工程设计的参考手册。因此,在理论内容上不仅要联系工程实际,也必须考虑其先进性。

本书是由两位作者合作完成,其中第二章是由杨亚炜编写,而其余章节则由徐军编写。

对于飞机电传操纵系统的系统分析和设计理论问题,首次进行全面和系统化介绍,书中疏漏与错误之处在所难免,诚恳希望读者对本书的不足之处提出意见、建议和指正。

著 者

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 电传操纵系统历史回顾	1
1.2 电传操纵系统的功能和系统组成	10
1.3 主动控制技术和电传操纵系统	15
1.4 系统设计和工程实现中的有关问题	17
1.5 对未来的展望	19
1.6 关于本书以及致谢	20
第 2 章 反馈控制理论基础	23
2.1 传递函数	23
2.2 反馈控制系统	25
2.3 根轨迹	27
2.4 频率响应	29
2.5 二阶系统及动态响应的时域指标	31
2.6 状态空间表达式	33
第 3 章 飞机的气动力和力矩及运动描述	35
3.1 飞机的气动布局与几何尺寸	35
3.2 飞机的气动中心或焦点	39
3.3 飞机运动的表示及变换	40

3.4	操纵机构运动极性定义	51
3.5	飞机运动自由度和分类	52
3.6	飞机气动力和力矩的计算公式	53
第4章	飞机运动方程的推导和建立	59
4.1	建立飞机运动方程的考虑	59
4.2	刚体飞机运动的假设条件	60
4.3	刚体飞机运动的动力学方程	61
4.4	飞机运动方程的推导	65
第5章	飞机小扰动运动线性化方程和传递函数模型	75
5.1	运动方程简化处理的假设和方法	75
5.2	线性化力和力矩表达式中的导数计算	82
5.3	小扰动运动线性化方程的推导	88
5.4	等速直线平飞($\gamma_0 = 0$)时的小扰动运动线性化方程	91
5.5	小扰动运动和全量运动及其线性化方程	103
5.6	线性微分方程特征值和运动模态	104
5.7	纵向小扰动运动近似方程	105
5.8	横侧向小扰动运动近似方程	126
5.9	放宽静稳定性技术	133
第6章	风作用下的飞机运动方程	141
6.1	风场特性和数学模型	141
6.2	风作用下的飞机运动方程	144
6.3	握杆(舵面锁定)时飞机对常值风的稳态响应	148
第7章	电传操纵系统的功能和结构	151
7.1	电传操纵系统概述和主要功能	151

7.2	电传操纵系统的控制结构·····	153
7.3	驾驶杆和指令生成器·····	156
7.4	测量飞机运动的传感器·····	159
7.5	驱动舵面偏转的舵机·····	161
7.6	建立电传操纵系统数学模型的考虑·····	162
7.7	控制律与电传操纵系统的分类·····	163
7.8	运输类飞机与格斗类飞机电传操纵系统·····	164
第8章	纵向电传操纵系统的设计 ·····	167
8.1	系统功能·····	167
8.2	系统设计中的一些问题·····	169
8.3	控制增稳控制律结构及作用·····	170
8.4	控制增稳控制律设计·····	183
8.5	迎角边界控制系统设计·····	206
8.6	其他边界控制系统·····	220
8.7	纵向电传操纵系统的完整控制律及应用·····	223
8.8	纵向电传操纵系统的数学仿真研究·····	224
第9章	横侧向电传操纵系统的设计 ·····	231
9.1	系统功能定义·····	231
9.2	副翼电传操纵系统的分析和设计·····	232
9.3	方向舵电传操纵系统的分析和设计·····	241
9.4	横侧向电传操纵系统的完整控制律及抗扰动分析·····	246
9.5	横侧向电传操纵系统的数学仿真研究·····	248
第10章	飞行品质评价与等效系统 ·····	253
10.1	电传操纵系统的飞行品质评价问题·····	253
10.2	低阶等效系统模型的形式·····	254

10.3	低阶等效系统模型的拟配方法	256
10.4	低阶等效系统和飞行品质评价算例	257
第 11 章 主动控制技术 的应用		263
11.1	主动控制技术概述	263
11.2	直接力控制	265
11.3	阵风载荷减缓和乘坐品质控制	268
11.4	机动载荷控制	270
11.5	主动颤振控制	272
附录 基准运动为等速直线 ($\gamma \neq 0$) 飞行时的小扰动线性化方程		275
参考文献		278

第 1 章

绪 论

1.1 电传操纵系统历史回顾

电传操纵系统问世于 20 世纪 50 年代末^[1],到 80 年代其技术已经基本成熟,并开始得到广泛的应用。目前,军用飞机基本上都采用电传操纵系统,而在民用飞机中,空中客车公司的 A320 飞机是第一种使用电传操纵系统并投入运营的商业飞机^[2],波音公司则在 B777 飞机上才开始装备电传操纵系统^[3]。因此,对于民用飞机来说,电传操纵系统技术的应用是比较晚的,这主要源于民用飞机对安全性的特殊要求。

经过近 60 年的发展,电传操纵系统的技术已经非常成熟,可靠性得到极大的提高,这与计算机硬件、软件技术及舵机技术的发展是分不开的。尽管如此,但从理论上来说,电传操纵系统的基本功能、工作原理和系统组成形式并没有发生太大的变化,只是系统的工程实现技术取得了进步。然而电传操纵系统本身与飞机动力学紧密相关,它实际上是飞机动力学与控制系统所组成的一个新的动力学系统。因此从系统层面来看,由于功能任务多,系统设计和实现技术更为复杂,同时由于高可靠性和安全性的要求,电传操纵系统的应用仍然很困难。

电传操纵系统将驾驶员操纵装置(驾驶杆和脚蹬)发出的表示操纵指令的信号(机械动作),经过变换器转变为电信号,电信号按控制规律处理后传输给舵机,以驱动飞机操纵舵面的偏转。电传操纵系统完全可以代替机械操纵系统,同时由于可以方便地对电信号进行处理,为解决现代高性能飞机的许多飞行品质问题提供了有效的方法和手段。

早期的飞机主要采用机械操纵系统,驾驶员通过钢索及机械传动机构直接拉动操纵舵面,这种形式的机械操纵系统目前仍然在小型通用飞机上被广泛采用。但随着飞机速度和几何尺寸的增加,以及气动铰链力矩和舵面本身质量的增加,驾驶员直接通过钢索来拉动舵面变得困难,于是通过气动补偿,利用操纵调整片来带动操纵舵面的操纵方式出现了,它有效地减小了操纵杆力。然而对于大型飞机或高速飞机来说,这种人工操纵系统有下列缺点^[23]:

(1)为了减小操纵杆力,不得不采用非常大的气动补偿,因此使用弹簧的调整片系统设计变得复杂。实际上,为了获得较小的对迎角和舵偏角的铰链力矩系数,同时又不发生过度补偿,在整个飞行包线上通过调整片系统来实现是困难的,而且对实际系统的安装调整过程要求非常高。

(2)由于操纵舵面的静气动弹性变形效应影响,可能使操纵系统非常复杂。

(3)为防止操纵系统出现振荡,系统需要安装很大的配重以实现静、动质量平衡。

为了解决这些问题,在第二次世界大战期间及之后,作为驾驶员辅助操纵装置的液压助力器被安装在操纵系统中,如图 1-1 所示^[4]。它是人工操纵系统和液压操纵系统的结合,把这种助力操纵系统称为可逆助力操纵系统,即液压助力器只承担了部分操纵力,还有一部分操纵力仍由驾驶员提供,这样做的目的就是使驾驶员能感受到杆力随飞行速度变化的特性。这种可逆操纵系统曾经被应用在 B747 飞机上,B707 飞机的方向舵操纵系统和 B727 飞机的升降舵和副翼操纵系统,目前在许多飞机上仍然被采用^[1]。

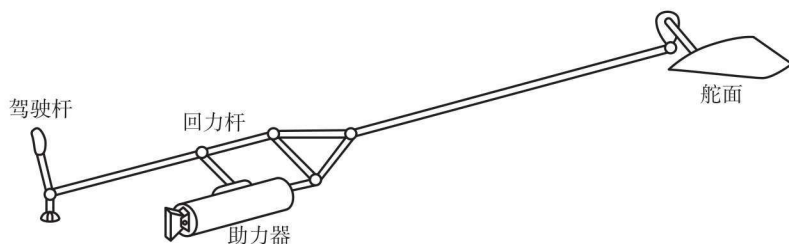


图 1-1 可逆助力操纵系统机械部件组成示意图

第二次世界大战后不久,出现了全助力操纵系统,也称为不可逆助力操纵系统,如图 1-2 所示^[4]。在这种系统中,操纵钢索通过传动机构被直接连接到助力器的操纵阀上,驾驶杆或钢索将不能直接拉动舵面,这样驾驶员不能感受杆力随飞行速度变化的特性,于是在系统中采用了人工杆力感觉装置。这种装置主要由弹簧、缓冲器和配重等组成,并用来模拟飞机的操纵杆力特性,使驾驶员仍然有直接操纵舵面的感觉,以满足对飞机操纵品质的有关设计要求。这种全助力操纵系统曾被应用在 F86、F4C、F104 和 F105 等飞机上,现役的飞机上仍有使用,如 B737 等飞机^[1]。

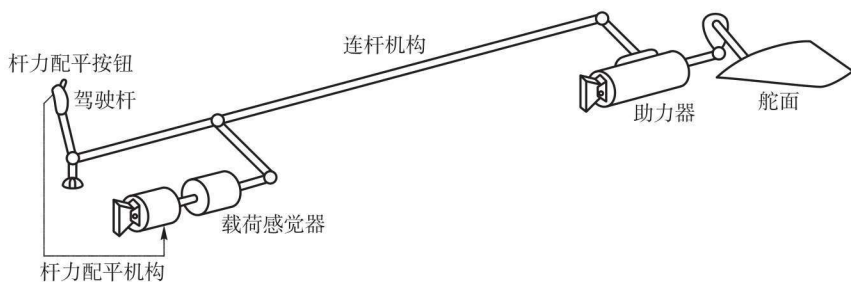


图 1-2 不可逆助力操纵系统机械部件组成示意图

全助力操纵系统给超声速飞机的操纵带来了好处,由于在跨声速飞行时($M \geq 0.8$),作用在操纵舵面上的力很大且非线性严重(即所谓的“勺型”曲线,呈现反操纵的特性)^[5,6],此时从操纵舵面反传到驾驶杆上的力将非常大,不能满足操纵品质的要求,而使用全助力操纵系统后,系统不可逆,使得这个力由助力器承担,驾驶员操纵时也将不会受到跨声速飞行时非线性特性的影响,从而有利于飞行安全。

随着飞机飞行高度的不断增加,飞机纵向运动(主要是短周期运动)的阻尼比将呈现出不断减小的趋势,这将使得短周期运动收敛时间增加,而且俯仰角和迎角的振荡次数增加,而不利于驾驶员的操纵,降低了飞行品质。因此在全助力操纵系统的基础上发展了增稳系统(包括阻尼器系统),如图 1-3 所示^[4]。此时,助力器是由来自驾驶员的操纵指令以及由飞机运动变量反馈所形成的舵机运动指令共同驱动,这两个指令运动通过复合摇臂进行综合,复合摇臂的输出则机械地连接助力器的操纵阀拉杆来带动助力器运动,当然复合摇臂也可以用串联舵机来代替^[4],即用串联舵机来综合来自驾驶杆的操纵位移和运动反馈信号。其中反馈通道完全是电信号形式的,舵机则是把电信号变换为机械运动以便于在复合摇臂上与操纵杆的运动进行综合。

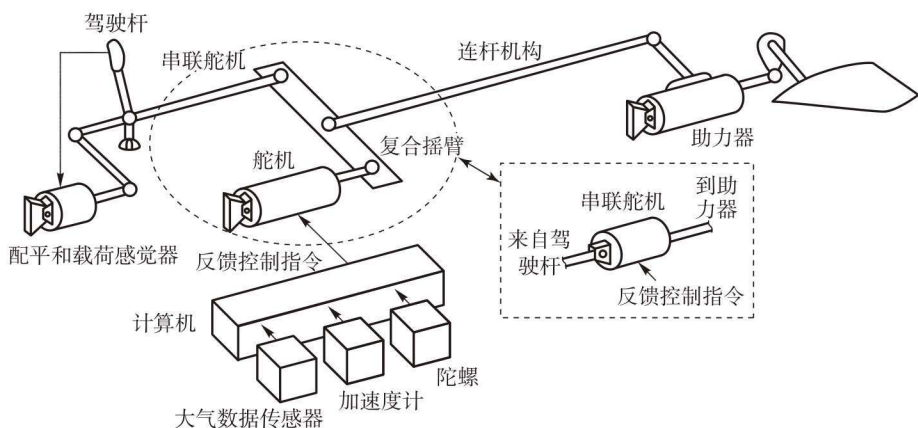


图 1-3 增稳系统的硬件组成示意图

这种增稳系统可以应用在俯仰、滚转和航向控制通道,分别称为俯仰、滚转和航向增稳系统,分别用于提高纵向短周期运动、滚转及航向(荷兰滚运动)运动稳定性。增稳系统的主要原理就是引入飞机机体轴相对于惯性空间的转动角速度作为反馈,来增加短周期运动、滚转和荷兰滚运动的阻尼,提高了运动快速响应的能力;同时将纵向和横侧向加速度或过载作为反馈来增加纵向和横侧向运动的静稳定性导数,以改善短周期运动和荷兰滚运动的稳定性,其原理如图 1-4 所示。如果仅引入转动角速度的反馈,那么称这种系统为阻尼器系统,阻尼器系统能增加飞机短周期运动或荷兰滚运动的阻尼比,对运动稳定性有利。因此在本书中,将阻尼器系统包括在增稳系统中。

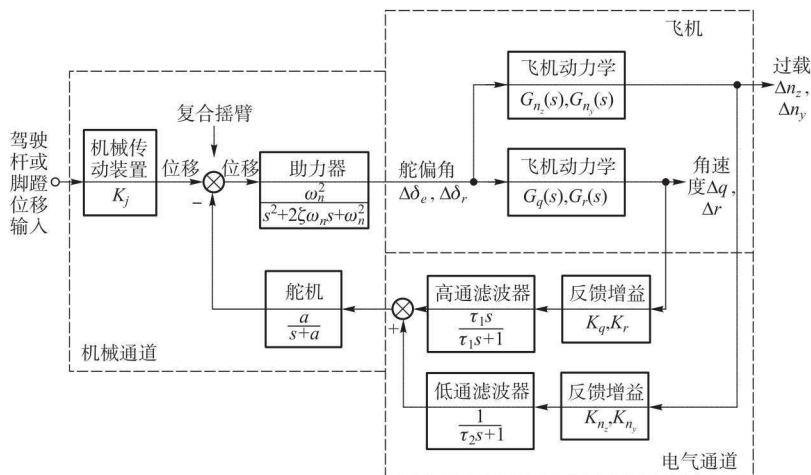


图 1-4 增稳系统原理框图

出于安全性的考虑,驾驶员对飞机操纵的权限要求最大,因此一般将增稳系统电气通道对舵面的操纵权限设计为舵面最大偏转角的5%~10%^[4],而文献[1]则认为应该是3%~6%。也就是在驾驶杆输入为零的情况下,增稳系统作用于复合摇臂上输入对作为输出的舵面偏转角的增益,该增益的最大值应满足上述要求。一般情况下,可以通过在增稳系统的电信号通道中串联限幅器来达到目的。

图1-4所示为增稳系统的数学模型原理框图。数学模型是物理系统的形式化描述,它反映了物理系统组成环节的信息传递关系,并不代表物理系统的具体实现形式,而仅仅是用数学方程描述了物理系统的行为,所以数学模型也称为理论模型或设计模型。

增稳系统在改善了运动稳定性的同时,也降低了飞机的操纵品质,使得静操纵性下降。为了在改善稳定性的同时不降低操纵性,产生了控制增稳系统^[7]。这种系统在增稳系统的基础上,在反馈通道中增加了一路反映驾驶杆操纵运动的电信号作为前馈,以增加操纵灵敏度,达到操纵品质满足设计规范要求,如图1-5所示^[7]。控制增稳系统在设计中,同样出于安全性的考虑,要求驾驶员对飞机的操纵具有最大的权限,然而由于功能的增加,控制增稳系统电气通道的最大操纵权限大约为舵面最大偏转角的30%^[1,4],这也限制了操纵性和稳定性的进一步改善。

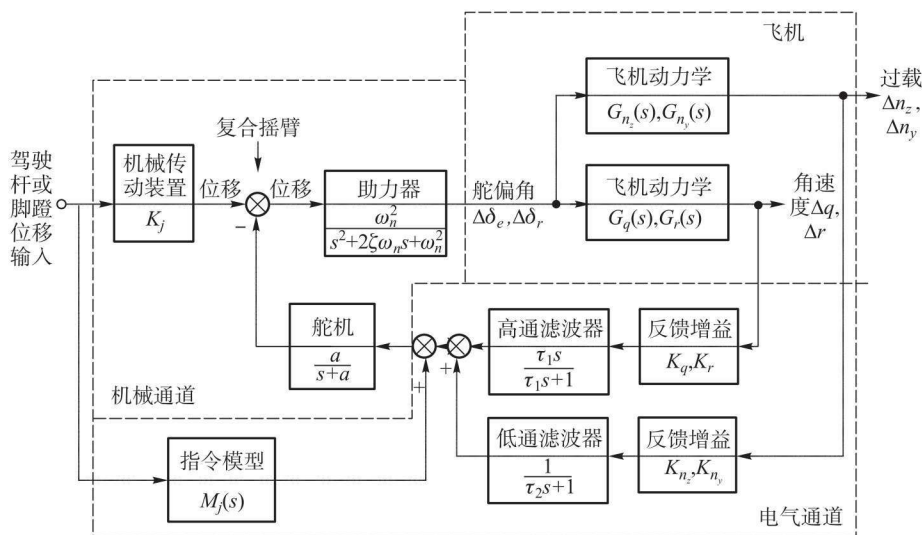


图1-5 控制增稳原理框图

注意到,在图 1-5 中只有操纵钢索或连杆到助力器之间是机械传动通道,而反馈和前馈通道则完全是电气通道。如果将助力器用液压舵机来代替,驾驶杆操纵运动转换成电信号,那么该电信号与反馈和前馈通道所形成的电信号就可以在计算机中进行综合,综合后的电信号用于驱动液压舵机,就完全可以取代复合摇臂,同样也达到了图 1-5 所示的控制增稳功能,并且整个系统将不存在驾驶杆操纵的机械传动机构,操纵信息的传输完全由电信号通道所完成,这样的操纵系统即电传操纵系统,如图 1-6 所示。电传操纵系统完全避免了电气通道的操纵权限受到限制的问题,其对舵面的操纵权限是 100%,因而可充分用来改善飞机的动力学特性。需要指出的是,图 1-6 仅仅是初步的电传操纵系统原理,然而已经包括电传操纵系统最重要的功能之一——以改善阻尼特性和稳定性为目标的飞行品质控制。

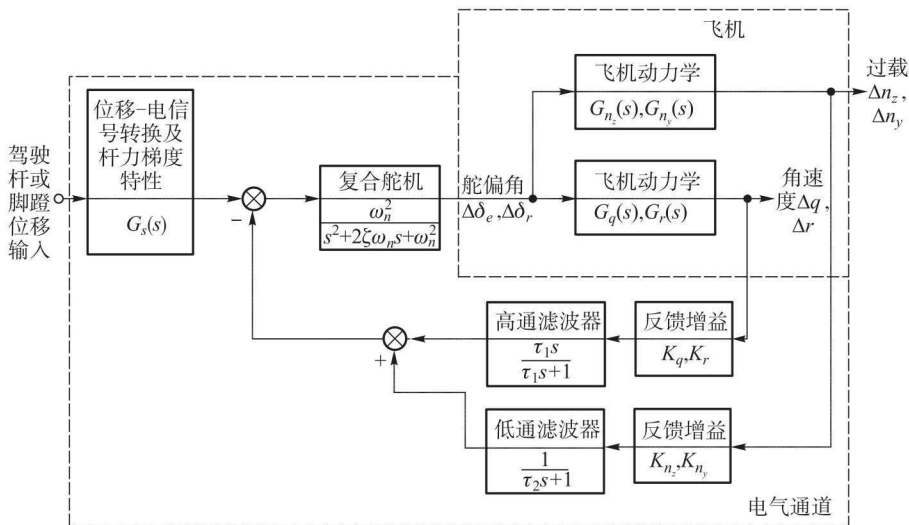


图 1-6 电传操纵系统原理框图

因此从技术发展的阶段来看,电传操纵系统的产生是必然的,机械操纵系统存在着安装复杂、杆力调整困难并且其特性随环境温度而变化等问题。采用电传操纵系统后,这些问题将得到有效解决,同时可以使同一型号的飞机保持同样的杆力特性,有利于驾驶员对飞机的操纵,提高了飞行安全性。当然,另一方面电传操纵系统的可靠性也成为重要的问题,决定了电传操纵系统这一技术能否得到实际应用。因此在早期的飞机上(如“协和”超声速飞机上准电传操纵系统),仍然保留了机械操纵系统作为备份,通过一个离合器就可以将机械操纵系统与舵机进行连接,实现机械操纵^[8]。事实上,这

种以电传操纵系统为主,机械操纵系统作为最后备份的操纵系统构型,成为后续飞机操纵系统的基本形式,特别是对于民用飞机来说尤为如此^[2,3],如图1-7所示。

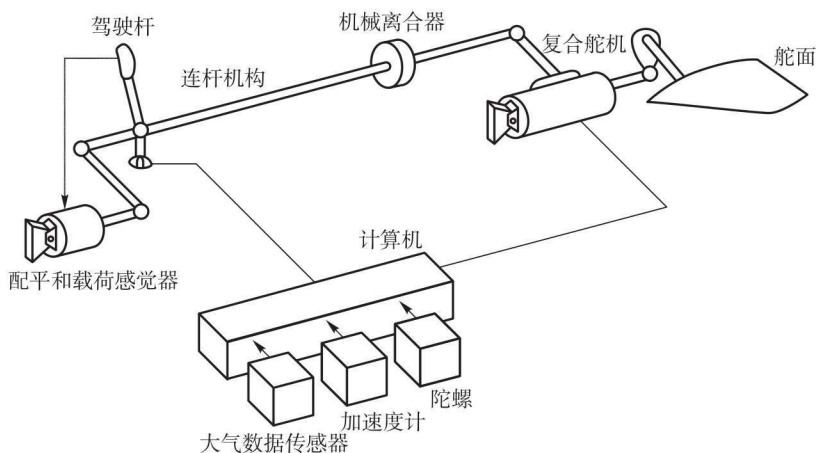


图1-7 具有机械操纵系统备份的电传操纵系统

20世纪60年代,应用电传操纵系统的第一架战斗机是F111,这架飞机在1964年开始飞行,这是一套三余度带机械备份的模拟式系统。后来“狂风”战斗机采用了上述电传操纵系统的改型,但备份了一套操纵差动平尾的机械系统,并于1974年进行了首次飞行。1972年,美国空军发起轻型战斗机验证计划,通用动力公司的YF16飞机是第一架采用无机械备份系统的电传操纵系统的飞机,1975年1月被美国空军选为新的轻型战斗机,这就是目前还在使用的F16战斗机^[8]。

最初,F16战斗机采用的是利尔西格勒公司的四余度模拟电传操纵系统,该系统不包括任何自动驾驶功能,主要是为了改善飞机运动特性。该电传操纵系统具有双故障/工作的能力,故障概率不应大于每一千万飞行小时发生一次^[8]。

由美国空军、海军以及NASA发起的AFTI/F16验证机在1982年7月首次飞行。该机的关键技术是本迪克斯公司的三余度数字式电传操纵系统。在F16C/D和F16F战斗机中采用了仍然由本迪克斯公司研制的四余度数字式电传操纵系统,是AFTI/F16验证机电传操纵系统的改进型,该系统的无故障工作时间达到2150h,而体积仅为模拟式系统的1/3^[8]。图1-8所示为电传操纵系统的硬件体系组成,这是一个不包含备份机械操纵系统的纯电传操纵系统^[8],在系统中的所有硬件都是四余度设计,并采用表决来选择

正确的信号,而且备有应急通道,以提高系统的可靠性。

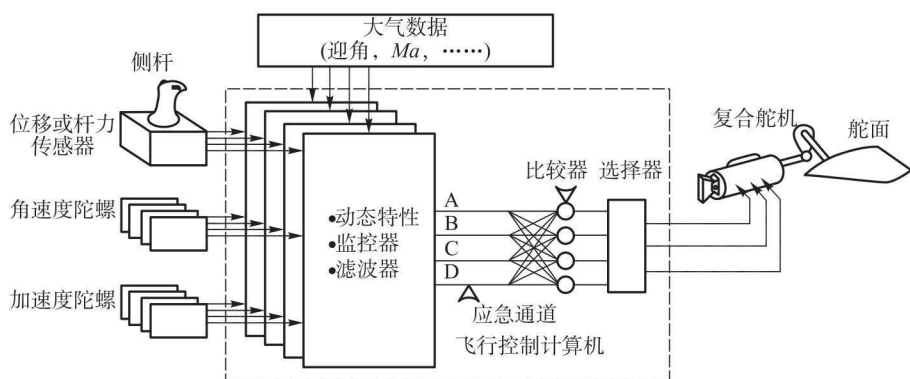


图 1-8 电传操纵系统的硬件体系组成

采用电传操纵系统,从原理上来说主要是为了提高飞机的飞行品质性能,以充分协调操纵性和稳定性之间的矛盾,实现在获得良好操纵性的目标下,飞机运动仍然具有李雅普诺夫意义下的运动稳定性。F16 战斗机为获得优良的机动性能,在多数飞行状态条件下,将重心设计在位于升力中心后 3% ~ 4% 平均气动弦的位置^[8],这将表现为纵向静不稳定的特性,也就是具有运动不稳定的趋势或倾向,因此操纵这样的一架飞机是非常困难的(重心位置在升力中心后,与莱特兄弟飞机类似,但两者的飞行速度差别很大,因此将比莱特兄弟的飞机更难操纵)。

当然在这种情况下,飞机的纵向静操纵性将是良好的或得到充分的改善。为了在良好的操纵性前提下,飞机纵向运动的稳定性仍然能够得到保证,必须采用类似增稳系统的控制方法对静稳定性导数进行补偿,这可以通过电传操纵系统动态地对舵面进行控制而实现。在这种情况下,从操纵杆作为输入端来观察的话,电传操纵系统与被控对象——飞机形成了一个新的动力学系统,其操纵性和稳定性将由这一新的系统所决定,显然电传操纵系统的控制律可设计特性,从而可以得到满意的操作性和稳定性,以满足技术性能指标的要求。由于电传操纵系统对舵面具有 100% 的控制权限,所以对静稳定性的补偿也将是充分的。

同时,驾驶员通过驾驶杆发出的指令不再是某个操纵舵面的偏转角,而是对飞机运动变量的直接指令,例如法向过载、俯仰角速度或滚转速度以及偏航角速度,操纵舵面偏转角则是根据驾驶杆指令与所反馈的运动信息按一定的规律计算得到的。