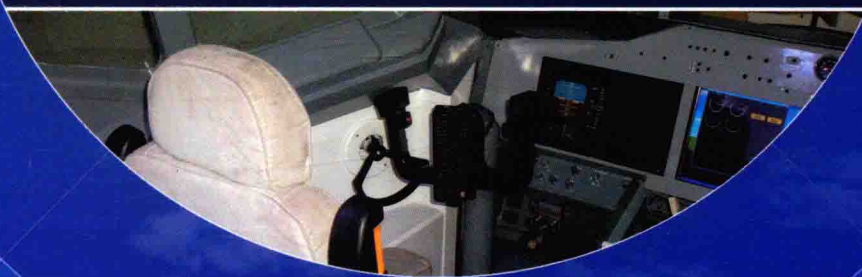




飞行模拟器 操纵负荷系统力感模拟

· 赵劲松 著 ·



科学出版社

飞行模拟器操纵负荷系统 力感模拟

赵劲松 著

科学出版社

北京

内 容 简 介

本书介绍了飞行模拟器操纵负荷系统的关键技术,包括基于电液力伺服控制的操纵负荷系统双回路阻抗系统机理建模、整体系统约束条件和稳定性判据、前馈逆模型观测器多余力抑制方法、系统辨识、非最小相位系统逆模型设计方法、前馈观测器结构间接 H_∞ 控制优化方法、阻尼补偿增稳控制、前馈逆模型补偿带宽拓展方法、 μ 控制等控制方法,并结合飞行模拟器操纵负荷系统的半实物仿真实验平台进行了实验验证。

本书可作为电液伺服控制系统领域科研人员的参考资料。

图书在版编目(CIP)数据

飞行模拟器操纵负荷系统力感模拟/赵劲松著. —北京: 科学出版社, 2017.8

ISBN 978-7-03-053947-2

I. ①飞… II. ①赵… III. ①飞行模拟器—研究 IV. ①V216.8

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2017) 第 168341 号

责任编辑: 王腾飞 沈 旭 / 责任校对: 赵桂芬

责任印制: 张 伟 / 封面设计: 许 瑞

科学出版社出版

北京东黄城根北街 16 号

邮政编码: 100717

<http://www.sciencep.com>

北京中石油彩色印刷有限责任公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2017 年 8 月第 一 版 开本: 720 × 1000 1/16

2017 年 8 月第一次印刷 印张: 9 1/2

字数: 192 000

定价: 79.00 元

(如有印装质量问题, 我社负责调换)



前 言

飞行模拟器是一种培训飞行员的重要工具,操纵负荷系统作为飞行模拟器的关键子系统之一,其主要作用是为接受训练的飞行员提供驾驶杆处、脚蹬处的操纵力,以便在飞行模拟器上逼真地复现驾驶真实飞机时的操纵力感,可为飞行员判断飞行状态提供主要依据。基于电液伺服力控制的操纵负荷系统具有出力大、响应快等优点。作者攻读博士到从事科研教学工作期间,一直从事电液伺服控制领域的研究。

本书依托作者攻读博士的单位哈尔滨工业大学电液伺服系统试验及仿真研究所及作者工作单位多年来在电液伺服控制系统领域的研究背景和应用成果,并根据作者多年来从事电液伺服控制系统工作和研发经历,对电液力伺服系统建模与仿真、多余力抑制、带宽拓展控制和增稳控制的研究成果进行了总结。结合作者主持的多项课题研究和发表的论文,本书融合了电液力伺服控制系统的最新成果,将前馈观测器结构控制、系统辨识、近似逆模型设计、前馈逆模型补偿、鲁棒控制相结合,用于飞行模拟器电液操纵负荷系统的复合控制器设计。

本书共有 5 章,主要分为三部分。第一部分为第 1 章绪论,对本书内容相关的飞行模拟器操纵负荷系统研制、关键技术以及存在的科学问题进行综述,对本书组织结构进行介绍。第二部分为飞行模拟器操纵负荷系统的建模及关键技术分析,包括第 2 章基于力回路的操纵负荷系统的建模与分析。第三部分为电液操纵负荷系统控制策略研究,包括第 3 章基于逆模型观测器结构的操纵负荷系统内回路多余力的抑制和第 4 章基于前馈逆模型和鲁棒控制的操纵负荷系统外回路复合控制策略。

本书内容的编写基于作者单位燕山大学河北省重型机械流体动力传输与控制实验室多年来的研究成果的积累,得到作者所在研究团队的大力支持。本书的研究工作得到了作者主持的国家自然科学基金(51505412)和机械工程国家级重点学科资助。感谢作者博士生导师哈尔滨工业大学韩俊伟教授多年来的指导和帮助,感谢作者单位燕山大学孔祥东教授对作者学术研究方向的指导和帮助。在此对作者指

导的硕士研究生（赵子宁、王志鹏、张传笔）表示感谢，他们做了大量编辑工作和仿真、实验验证，感谢他们对本书的贡献！

限于作者水平，书中不足之处在所难免，敬请各位专家和同行批评指正！

赵劲松

2017年1月于秦皇岛

目 录

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 飞行模拟器概述及发展概况	2
1.1.1 飞行模拟器概述	2
1.1.2 飞行模拟器国内外发展和研究现状	3
1.2 操纵负荷系统的国内外发展及研制现状	6
1.2.1 操纵负荷系统的组成原理	6
1.2.2 操纵负荷系统力感模拟方法概述	8
1.2.3 操纵负荷系统的发展概况	9
1.2.4 操纵负荷系统的研究现状	13
1.3 操纵负荷系统的相关技术研究现状	16
1.3.1 加载系统多余力抑制技术	17
1.3.2 控制系统跟踪性能提高技术	20
1.3.3 操纵负荷系统稳定性能改善技术	21
1.4 主要研究内容	21
第 2 章 基于力回路的操纵负荷系统的建模与分析	23
2.1 操纵负荷系统的组成及工作原理	23
2.2 操纵负荷系统液压动力机构建模	25
2.3 操纵负荷系统内回路建模	29
2.4 操纵负荷系统外回路建模	31
2.5 操纵负荷系统力感模拟对象的简化	33
2.6 实现静态力感模拟的操纵负荷系统分析	35
2.6.1 操纵负荷系统内回路带宽对系统影响的分析	36

2.6.2	多余力对操纵负荷系统性能影响的分析	38
2.6.3	操纵机构对操纵负荷系统稳定性的影响	40
2.7	实现动态力感模拟的操纵负荷系统的分析	41
2.7.1	操纵负荷系统内回路带宽对系统影响的分析	42
2.7.2	操纵负荷系统的稳定性分析	43
2.7.3	多余力对操纵负荷系统的影响分析	48
2.8	仿真验证	48
2.8.1	操纵负荷系统静态力感模拟仿真分析	49
2.8.2	操纵负荷系统动态力感模拟仿真分析	55
2.9	本章小结	58
第3章	基于逆模型观测器结构的操纵负荷系统内回路多余力的抑制	59
3.1	操纵负荷系统内回路多余力的速度前馈补偿策略	59
3.2	操纵负荷系统内回路多余力的逆模型观测器结构的补偿策略	60
3.2.1	逆模型观测器结构实现干扰抑制的原理	61
3.2.2	逆模型观测器结构的观测器传递函数的设计	64
3.2.3	操纵负荷系统内回路多余力抑制的控制策略	67
3.2.4	前馈逆模型观测器结构的滤波器 $Q(s)$ 的优化	70
3.3	仿真验证	88
3.3.1	基于速度前馈补偿策略的多余力抑制仿真分析	88
3.3.2	基于观测器和速度前馈补偿的复合控制策略的可行性验证	89
3.3.3	基于间接优化方法的 $Q(s)$ 的设计算例及控制效果验证	92
3.3.4	基于间接优化的 $Q(s)$ 的观测器结构的鲁棒性能仿真	99
3.4	本章小结	100
第4章	基于前馈逆模型和鲁棒控制的操纵负荷系统外回路复合控制策略	101
4.1	操纵负荷系统外回路的复合控制策略	101
4.1.1	操纵负荷系统内回路前馈逆模型控制策略	101
4.1.2	操纵负荷系统外回路结构中不确定性的分析	102
4.1.3	操纵负荷系统的外回路控制器的结构	105

4.1.4 操纵负荷系统的外回路镇定控制器的设计	105
4.2 仿真验证	111
4.3 本章小结	117
第 5 章 力感模拟的实验验证	118
5.1 操纵负荷系统实验系统简介	118
5.2 操纵负荷系统力感模拟影响因素实验分析	119
5.3 前馈逆模型观测器的设计及多余力抑制效果验证	122
5.4 操纵负荷系统外回路复合控制器设计及控制效果验证	129
5.5 本章小结	134
参考文献	136

第1章 绪 论

随着国内航空事业的不断进步,商用大飞机项目也有了一定进展,与之配套的飞行模拟器具有广阔的市场前景。作为飞行模拟机器人机交互的重要接口,操纵负荷系统性能决定了飞行模拟器的等级。国内研制操纵负荷系统的水平远达不到高级别模拟器的技术指标,主要依赖于国外进口,不仅造成经济损失,而且影响了高性能飞行模拟器的研制。本书正是基于这个背景,对操纵负荷系统的力感模拟关键技术进行深入研究。

飞行模拟器广泛应用于飞行训练,具有高效、经济、安全的优点^[1, 2]。国外的飞行模拟器已经实现了全任务的飞行模拟,并且已经标准化,而国内飞行模拟器实现的功能较简单,技术水平也相对落后,关键技术依赖进口,因此,缩短国内研制技术与国外的差距,对促进我国航空业的发展有重要意义。

操纵负荷系统作为飞行模拟器关键子系统,其主要作用是模拟飞行员驾驶飞机的操纵力感。在真实飞机上,操纵力随着舵面偏角、飞行速度和飞行高度等参数的变化而变化,飞行员凭借操纵力的变化做出相应的判断并执行相应的操作,操纵力感为飞行员判断飞行状态提供了主要依据。因此,操纵负荷系统所模拟的静态和动态力感特性必须与真实飞机操纵系统相同,以培养飞行员对飞行状态的判断能力。因此,力感模拟逼真度影响飞行训练水平,研制高逼真度操纵负荷系统是研制高级别飞行模拟器的前提。

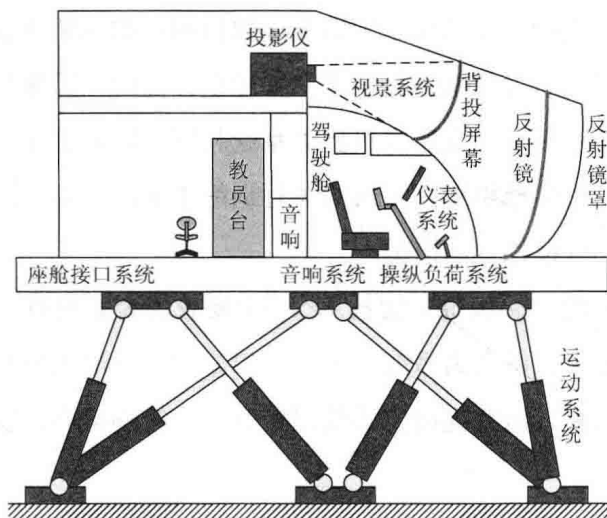
操纵负荷系统的力感模拟关键技术^[3~5]主要表现为如何有效提高力感模拟逼真度。因此,需要对操纵负荷系统的力感模拟原理进行深入分析,探索影响其逼真度的关键影响因素,研究提高力感模拟逼真度的控制策略,以提高力感模拟逼真度。

1.1 飞行模拟器概述及发展概况

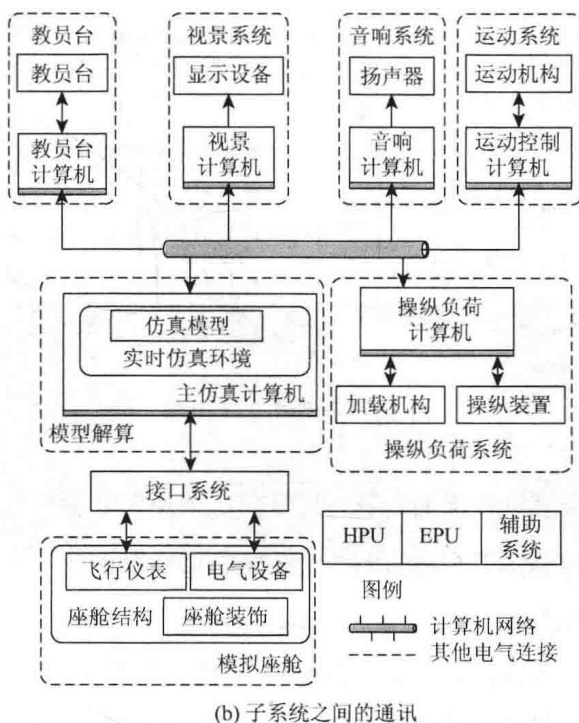
1.1.1 飞行模拟器概述

飞行模拟器（flight simulator, FS）分为工程研究型 and 训练型^[6]两类。工程研究型用于新型飞行器的研究和试验；训练型用于训练飞行员的驾驶技术和设备操作^[7]。飞行模拟器主要由模拟座舱、主仿真计算机、视景、操纵负荷、仪表、音响、运动和教员台等子系统组成。图 1-1（a）是飞行模拟器的结构图，反映了各个子系统的位置。各子系统之间的通讯如图 1-1（b）所示，教员台、视景、音响、运动及操纵负荷系统的计算机通过计算机网络与主仿真计算机相连，组成分布式的实时计算机系统，主仿真计算机通过接口系统与模拟座舱相连。

图 1-2 是飞行模拟器的原理图，教员将指令信号发送给主仿真计算机，同时监视飞行状态参数。驾驶员操纵驾驶机构和操作模拟座舱内的开关，为主仿真计算机提供舵偏角和操控信号，主仿真计算机根据接收的上述信号实时解算仿真模型，并将飞机状态参数传给各子系统以实现飞行模拟，操纵负荷系统提供操纵力感，视景系统模拟外部景象^[8]，音响系统提供声音，运动系统提供动感，仪表系统显示飞行状态。各个子系统为飞行员提供感觉和飞行状态，构成了完整的人在回路的系统。



(a) 飞行模拟器结构

图 1-1 飞行模拟器系统组成和分系统布局^[17]

1.1.2 飞行模拟器国内外发展和研究现状

飞行模拟器体现了计算机仿真技术成功地应用^[9]，计算机技术的进步促进了飞行模拟器的发展（图 1-2）。国外飞行模拟器的发展历程可分为三大阶段^[10~13]。

第一阶段：机电模拟阶段。该阶段模拟水平低，称为飞行练习器。第一台真正意义的飞行训练设备 Antoinette 飞行训练器诞生于 1910 年，如图 1-3 所示，由两个安装在架子上的半桶组成，模拟飞机在飞行中的俯仰和横滚。该阶段具有代表性的为早期的林克机，美国人爱德华·林克于 1929 年设计出第一台机械飞行练习器，主要训练飞行员的协调驾驶，如图 1-4 所示。后来发展为具有机械电气设备且带有教员台的练习器，主要注重仪表飞行训练，如图 1-5 所示，训练出大量飞行员^[14]。

第二阶段：电子模拟阶段。由于利用电子模拟计算机能解算并复现飞机的气动、发动机和机械系统的特性，因此该阶段的模拟器，不仅能模拟座舱内仪表等

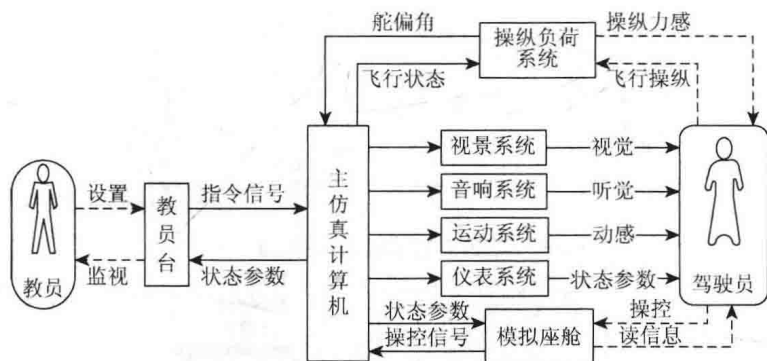


图 1-2 飞行模拟器原理

设备，而且能够模拟座舱外部的视景，甚至模拟器座舱还装有 2~3 个自由度的运动基座。该阶段具有代表性的是 1949 年林克公司研制的用于 C-11 喷气飞机的飞行模拟器，如图 1-6 所示。

第三阶段：数字模拟阶段。20 世纪 50 年代，开始利用数字计算机建立飞机模型，不仅提高了座舱内设备的模拟精度，而且增加了计算机成像视景系统。该阶段模拟器一般具有六自由度的座舱运动系统，多通道的操纵负荷系统以及逼真的音响系统等。该阶段具有代表性的是加拿大 CAE 公司研制波音-757 飞行模拟器，如图 1-7 所示。



图 1-3 Antoinette 训练器

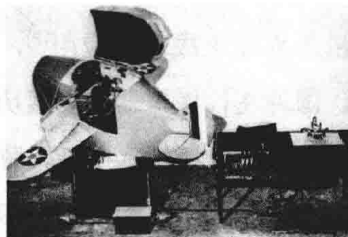


图 1-4 林克训练器

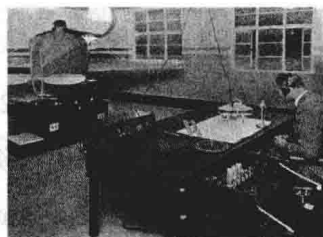


图 1-5 林克仪表飞行训练器

目前，具有先进的飞行模拟器制造技术的国家主要有美国、英国、法国和加拿大等。美国 FlightSafety 公司、加拿大 CAE 公司、英国 THALES 公司是当今世界上最大的三个专业飞行模拟器研制单位。其中 CAE 公司是目前世界上最大的飞行模拟器生产厂商，图 1-8 为 2008 年 CAE 公司生产的最先进的全任务飞行模拟器，为我国的飞行模拟器研制工作提供了借鉴。飞行模拟器是典型的机电一体化

系统, 涉及很多学科专业, 国外许多著名院校和科研单位也开展了飞行模拟器的研制工作, 在该领域的显著成就有荷兰 Delft 大学的 Simona 飞行模拟器^[15]、荷兰 NLR 实验室的 Grace 飞行模拟器^[16]、加拿大多伦多大学的研究型飞行模拟器等, 这些研究为飞行模拟器的发展提供了基础性理论。

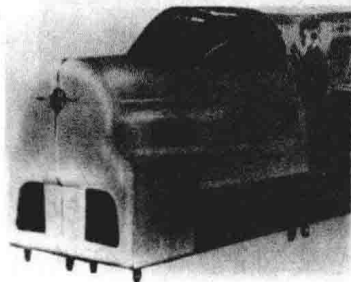


图 1-6 林克 C-11 模拟器



图 1-7 波音 757 模拟器

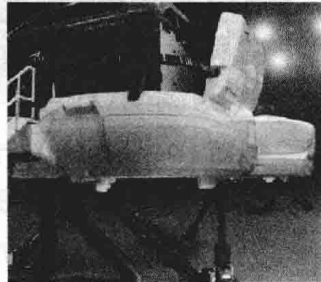


图 1-8 CAE 全任务模拟器

我国飞行模拟器的研制起步晚, 20 世纪 60 年代开始使用射击练习器和仪表飞行练习器, 并建立了飞机控制系统、航空发动机模拟试验台。1974 年民航总局引进英国雷迪丰公司的飞行模拟器, 能模拟波音 707 的起落等功能, 是我国拥有的第一台现代化飞行模拟器^[17]。我国于 1975 年自主研制飞行模拟器。1983 年, 为歼 6 飞机研制了模拟器^[18]。1993 年, 为运 7-100 飞机研制了模拟器, 如图 1-9 所示, 性能比国际水平落后 10 年。1999 年, 北京蓝天模拟技术发展中心研制成功了歼 8 全任务飞行模拟器, 具有头尾跟踪视景显示和数字液压式操纵负荷等先进技术。2003 年, 该机构研制了“新舟”60 飞行模拟器, 是我国自行研制的首台获得民航总局 C 级认证的全动模拟器, 如图 1-10 所示。

国内也有很多院校和科研机构从事飞行模拟器的研制工作, 对飞行模拟器的关键技术理论研究成就较为突出的主要有北京航空航天大学、哈尔滨工业大学、西北工业大学、中国民航大学和空军哈尔滨仿真技术研究所等。他们对飞行模拟器各个子系统都进行了深入的研究^[19~24]。

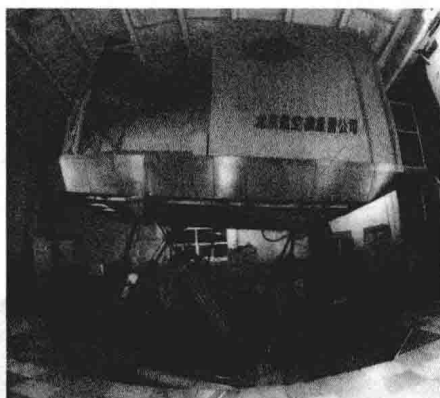


图 1-9 运 7-100 飞行模拟器



图 1-10 “新舟” 60 飞行模拟器

1.2 操纵负荷系统的国内外发展及研制现状

飞行模拟器是为飞行员提供科学地实际飞行训练的工具，子系统操纵负荷系统是它的重要组成部分。该子系统主要为接受训练的飞行员提供真实的飞行操纵力感^[25]，同时还要完成操纵面偏角的实时计算^[26]。操纵力随着舵偏角和飞行状态变化，飞行员通过操纵力感的变化，判断飞行状态并进行相应的操纵，因此操纵负荷系统属于人在回路的半实物仿真设备。力感模拟逼真度已成为评价飞行训练水平的一个重要标准，要求操纵负荷系统对静态和动态操纵力感具有良好的模拟逼真度^[27]。飞行模拟器的操纵负荷系统分为主操纵负荷系统和辅助操纵负荷系统两部分：主操纵负荷系统用于模拟横、纵向驾驶杆力以及脚蹬力并且产生舵偏角信号，力感逼真度要求较高，通常采用力伺服系统实现；辅助操纵负荷系统用来模拟油门杆、前轮转弯、刹车等操纵系统的操纵力感，力感模拟逼真度要求低，实现方法简单，通常采用弹簧、摩擦片、磁粉制动器等机械机构实现。

1.2.1 操纵负荷系统的组成原理

本书的研究对象是基于液压伺服系统的操纵负荷系统，其组成如图 1-11 所示，由主仿真计算机、操纵负荷计算机、位移传感器、液压力伺服系统等部分组成。

各部分的功能如下：

(1) 操纵负荷计算机：硬件由工控机、AD 和 DA 板卡组成；软件由力伺服系统控制器、力函数模型组成。力函数模型实时解算模型力以驱动力伺服系统进行力加载，力伺服系统控制器实时参与力控制。

(2) 主仿真计算机：进行飞行状态的仿真，并将飞行状态参数传送给操纵负荷计算机内的力函数模型以参与解算模型力。

(3) 位移传感器：实时检测操纵机构的位移，并将位移转换成电信号传送给操纵负荷计算机内的力函数模型以参与解算模型力。

(4) 液压力伺服系统：由功率放大器、伺服阀、低摩擦液压缸、力传感器组成，用于实现力加载。

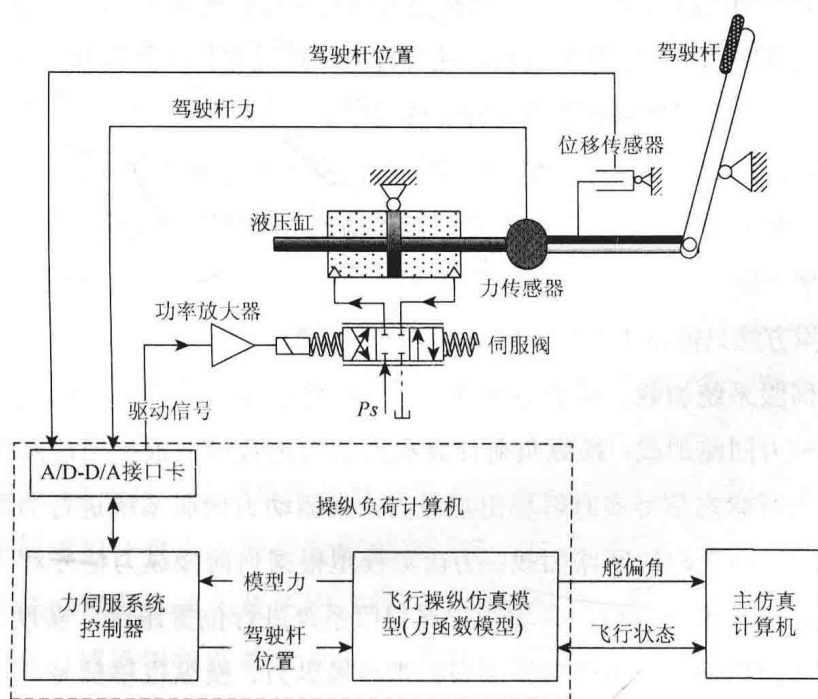


图 1-11 操纵负荷系统组成

组成原理为力传感器和位移传感器把检测到的力和位移转化成电信号，由 AD 板卡采集到操纵负荷计算机中，并经模数转换得到相应数字信号，传送给力伺服系统控制器模块和力函数模型。力函数模型根据位移信号实时解算出数

字信号形式的模型力。力伺服控制算法程序根据模型力和反馈力实时解算伺服阀的数字驱动信号,该驱动信号通过 DA 板卡进行数模转换后转化为电信号,并通过功率放大器驱动伺服阀来控制液压缸的输出力,从而实现了力感模拟的功能。

1.2.2 操纵负荷系统力感模拟方法概述

飞行模拟器操纵负荷系统向飞行员提供真实的飞行操纵力感,根据飞机的型号和操纵力感的复杂程度,通常采用下面三种力感模拟方案:

(1) 弹簧加载。采用弹簧与操纵机构相连,各种刚度的弹簧进行组合可实现与气动变化率相近的气动力,它所模拟的力感与飞行状态无关,也不能实现配平。该方式采用真实飞机操纵载荷机构,通用性差。通过更换弹簧调整操纵力的变化规律,灵活性差,只能用于简单飞行训练器^[28]。

(2) 载荷机构加载。对真实飞机的载荷机构进行改装^[24, 29],由模拟电信号驱动力臂调节器来调节臂长,从而改变载荷传动比,实现连续改变操纵力,同时也可实现配平功能。该方法不能对操纵系统性能进行全面模拟,如故障模拟等。这种力感模拟方法只能用于模拟功能简单的飞行模拟器。

(3) 伺服系统加载。基于力回路、位置回路和速度回路三种模式实现力加载。①基于力回路加载:操纵负荷计算机内的力函数模型根据当前操纵机构位移信号和飞行状态信号实时解算出加载力,来驱动力伺服系统进行力跟踪,实现力加载;②基于位置回路加载:力函数模型根据当前操纵力信号和飞行状态信号实时解算出操纵位移,来驱动位置伺服系统进行位置跟踪,实现力加载;③基于速度回路加载:力函数模型根据当前操纵力、操纵位移信号和飞行状态信号实时解算出操纵机构速度,来驱动速度伺服系统进行速度跟踪,进而在当前操纵力作用下达到相应的操纵位移,实现力加载。力伺服方法模拟精度高、力函数模型和控制器参数易于修改,具有较强的灵活性和通用性,适用于大型复杂的飞行模拟器。

1.2.3 操纵负荷系统的发展概况

1) 国外发展概况

随着航空业的不断发展,飞行模拟器的研制也取得了很大的进步并且已经成为一门新兴学科,作为飞行模拟器重要子系统之一的操纵负荷系统的发展经历了三个阶段:简单的机械加载飞机操纵系统改装、模拟计算机力伺服系统和现代全数字操纵负荷系统。操纵负荷系统发展的特点表现为^[3]:具有很高的动态响应,难以实现;根据具体型号的飞机操纵系统设计,在关键技术上可相互借鉴。

最初的操纵负荷系统采取简单的机械加载方式,主要元件有弹簧、机械阻尼等,利用不同梯度的弹簧可以实现不同的力感模拟,但是其机械结构与真实飞机操纵机构类似,导致机构复杂,如果需要通过其他梯度的力感模拟,只有通过更换弹簧等元件来实现。1950年,英国 Redifon 公司与柯蒂斯-莱特公司合作研制的操纵负荷系统采用弹簧结合电动力臂自动调节机构,其原理是改变操纵机构与载荷器之间的传动比来获得变化的操纵力^[30]。1966年,荷兰福克飞机公司在实施 F28 飞机研制工程中设计了飞机操纵系统加载机构,采用木质杆来模拟操纵杆,用线性弹簧对木质杆进行加载,如图 1-12(a)所示^[31]。

20世纪60年代,随着模拟计算机技术的进步^[32],操纵负荷系统的力伺服系统已采用模拟计算机进行伺服控制的方案。图 1-13(a)是该时期常见的操纵负荷系统原理图,该系统的控制器和力函数模型均由模拟电路实现,结构复杂以至于力感模拟特性难以更改。1974年,Delft 大学开发了基于液压加载的操纵负荷系统,原理如图 1-12(b)所示,虚线框内为力控制系统,该操纵负荷系统基于力回路。在这个阶段,出现了基于位置回路和速度回路的方案,图 1-13(b)为基于位置回路的模拟式操纵负荷系统的原理图,虚线框内为模拟计算部分,负责根据操纵力等参数计算出相应的操纵位移,作为位置指令来驱动位置回路进行位置跟踪^[33]。基于速度回路和基于位置回路的操纵负荷系统