

飞机系统设计

林肖芬 主编

航空工业出版社

2002.12.

飞机系统设计

林肖芬 主编

航空工业出版社

2002.12.

内 容 简 介

本书共分四章,主要介绍飞机飞行操纵、液压与燃油系统的设计特点和应用。在学习了与其相关的飞行力学、结构力学、飞行控制和液压流体力学等学科基本知识的基础上,本书着重简述包括军用和民用飞机操纵系统、飞行控制系统、飞机液压系统、燃油系统及其各组成部分的工作原理,并附有习题。

本书密切结合现代航空发展现状,内容丰富,且理论联系实际,可作为航空院校飞机设计、民用飞机与发动机专业或其他相关专业的教材或参考书,也可作为从事飞机设计、制造、维修、飞行及其他相关领域的科研和工程技术人员的学习参考。

图书在版编目(CIP)数据

飞机系统设计/林肖芬主编. —北京:航空工业出版社,2002.12

ISBN 7-80183-101-2

I. 飞… II. 林… III. 飞机—系统设计
IV. V22

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2002) 第 100865 号

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

南京航空航天大学印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2002 年 12 月第 1 版

2002 年 12 月第 1 次印刷

开本:787×1092 1/16

印张:13

字数:329 千字

印数:1—1000

定价:34.00 元

前 言

随着航空工业的发展,航空科学理论、计算机应用技术等学科的迅速发展,使飞机的性能不断提高,构造越来越复杂。现代的飞机是一种很复杂的大系统,除其机体本身外,还包括一系列的子系统。不同的飞机,虽然不尽相同,但通常包括动力控制、飞行控制、电气、电子、通信、导航、液压、冷气、燃油、环控、安全救生,以及军用飞机的火控系统和电子战系统,等等。飞机系统的设计十分重要,每个系统都是构成一架飞机必不可少的重要组成部分,它们又都分属不同的学科,有的还是当今航空高科技的新领域,如想让一名学生对这一系列众多的飞机系统的设计理论都能同时深入地掌握,显然是做不到的,为此编者根据飞机设计、制造与维护使用的工作特点和实践,并广泛听取航空界有关部门众多专家的意见后,将与飞行器设计专业关系密切的,且对飞机飞行性能和飞行安全有重要影响的飞机飞行操纵、液压系统和燃油系统归并在一起编写本书,使读者能在飞机研制和使用领域内,在掌握相关学科的理论基础上,进一步拓宽专业知识面,提高综合与创新能力,以适应航空技术发展的需要,编写了这本“飞机系统设计”教材。

本书根据飞行器设计专业和民航飞机与发动机专业课程教学大纲的要求,在1990年编写的“飞机系统设计”和1994年改编的“飞机系统设计原理”的基础上,总结多年来的教学实践,并结合航空发展的现状,经过修改和补充后重新编写的。其中飞机飞行操纵系统包括以机械为主要特征的飞机操纵系统和以电控为主要特征的飞行控制系统两章。第一章主要介绍传统的机械操纵系统和不可逆助力操纵系统的工作原理和特点,此外,还介绍了应用计算机进行飞机操纵系统的传动分析、动态特性分析、结构刚度有限元分析和运动协调性分析与仿真等。第二章在介绍飞机本体运动特性的基础上,主要介绍飞机增稳、控制增稳系统、自动驾驶仪和电传操纵的基本工作原理,此外还介绍了飞机飞行操纵系统动态特性的数字分析和模拟试验方法等。第三章在简要介绍液压流体力学基本知识的基础上,主要介绍飞机液压系统及各组成部分的工作原理。第四章主要介绍飞机燃油系统及各组成部分的基本原理和应用。本书各章均有典型军用和民用飞机的实例。

本书第一、二、三章主要由林肖芬编写,第一章第五节中的第三、四部分内容由刘毅编写,第三章第七节中的第五部分内容由童明波编写,第四章由王强编写。书稿编成后,胡传泰、杨景佐教授详细审阅了本书,并提出了许多宝贵意见,在此表示感谢。此外还向为编写本书提供丰富素材和给予帮助的航空院校、厂所的同行人以及为本书出版付出辛勤劳动的同事们表示衷心感谢。

由于编者水平有限,书中不免出现错误或不妥之处,渴望读者不吝赐教。

编 者

2001年12月

目 录

第一章 飞机操纵系统	1
第一节 飞机飞行操纵系统概述	1
一、飞机飞行操纵系统的功用和分类	1
二、飞机飞行操纵系统的发展概况	1
第二节 飞机操纵系统的基本工作原理	3
一、对飞机操纵系统的要求	3
二、飞机操纵系统的组成和传动关系	4
三、飞机操纵系统的构造形式和特点	7
第三节 飞机不可逆助力操纵系统	15
一、液压助力器	15
二、载荷感觉装置及杆力配平装置	22
三、力臂自动调节装置	25
四、典型飞机不可逆助力操纵系统特点	30
第四节 操纵系统的特殊机械传动装置	34
一、非线性机构	34
二、机械复合装置	35
第五节 飞机操纵系统计算机辅助设计与分析	38
一、飞机操纵系统传动分析	38
二、飞机操纵系统动态特性分析	43
三、飞机操纵系统刚度有限元分析	51
四、飞机操纵系统运动仿真与干涉分析	52
习 题	53
第二章 飞机飞行控制系统	57
第一节 概述	57
第二节 飞机的动态特性	58
一、飞机短周期运动特性	58
二、飞机传递函数	59
三、飞行参数对飞机短周期运动的影响	61
第三节 飞机飞行控制系统中的主要部件	62
一、飞行控制系统中的敏感元件	62
二、液压舵机	65
三、飞控系统反传和复合舵机	68
四、大气数据系统	70
第四节 飞机阻尼飞行操纵系统	70

一、飞行阻尼器的作用、组成和工作原理	70
二、飞行阻尼器的控制规律及其系统传递函数	73
三、飞机阻尼飞行操纵系统性能	74
第五节 自动驾驶仪和飞机增稳、控制增稳飞行操纵系统	76
一、飞机增稳飞行操纵系统	76
二、自动驾驶仪和增稳驾驶仪系统	79
三、飞机控制增稳飞行操纵系统	82
第六节 电传操纵系统和随控布局飞机	83
一、飞机电传操纵系统	83
二、随控布局飞机飞行操纵系统	88
第七节 飞机飞行操纵系统的模拟试验、仿真和操纵品质规范	90
一、飞机飞行操纵系统动态特性的数字仿真	90
二、飞机飞行操纵系统模拟试验	94
三、飞机飞行操纵系统操纵品质规范	96
习 题	99
第三章 飞机液压系统	101
第一节 概述	101
一、液压传动原理	101
二、液压系统的组成及实例	102
三、液压系统的特点	103
第二节 液压流体力学基础	104
一、液体的物理性质和液压油	104
二、流动液体的基本力学特性	107
三、液体流动的压力损失	109
四、液体流过小孔和间隙的流量	114
五、液压撞击和气穴现象	117
第三节 液压泵和液压马达	118
一、液压泵的主要性能参数	118
二、轴向柱塞泵的工作原理	119
三、轴向柱塞泵的工作性能	122
四、轴向柱塞式液压马达	125
五、齿轮泵和叶片泵	126
第四节 液压系统的控制阀	127
一、方向控制阀	127
二、压力控制阀	129
三、流量控制阀	131
第五节 液压执行元件及液压辅助元件	133
一、液压作动筒(液压缸)	133
二、蓄能器	137

三、液压油箱	139
四、导管与接头	140
五、液压系统的污染和液压油滤	141
第六节 液压基本回路	142
一、顺序控制回路	142
二、速度控制回路	143
三、方向控制回路	144
四、压力控制回路	144
第七节 飞机全机液压系统及其设计要点	145
一、飞机全机液压系统	145
二、典型全机液压系统实例一	149
三、典型飞机液压系统实例二	151
四、飞机液压系统设计要点	158
五、液压系统的计算机辅助设计与分析	163
习 题	169
第四章 飞机燃油系统	172
第一节 概述	172
一、飞机燃油系统的功用和组成	172
二、燃油特性及其对系统的影响	172
第二节 飞机燃油系统的基本工作原理	174
一、飞机燃油系统的方案设计	174
二、燃油系统的高空性	176
三、在过载和失重条件下的供油	179
四、飞机燃油系统用油的顺序控制	180
五、飞机燃油系统的通气与增压系统	183
六、飞机燃油系统的加油与卸油系统	186
第三节 飞机燃油系统的主要附件	190
一、燃油泵	190
二、检测元件	191
第四节 飞机燃油系统的典型实例	192
一、民用飞机燃油系统	192
二、军用飞机燃油系统	195
习 题	197
参考文献	198

第一章 飞机操纵系统

第一节 飞机飞行操纵系统概述

一、飞机飞行操纵系统的功用和分类

飞机飞行操纵系统是用来传递驾驶员的操纵指令的,通过操纵系统使飞机各操纵面按操纵指令的规律偏转,从而实现对飞机各种飞行姿态的稳定和控制,它的工作性能是否良好,直接影响驾驶员的正常操纵和飞机飞行性能的发挥以及飞行安全。

飞机飞行操纵系统按飞行品质规范可分为人工飞行操纵系统和自动飞行控制系统两大类,它们是按飞行操纵信号的来源区分的。人工飞行操纵系统的操纵信号是由驾驶员发出的,例如飞机的俯仰、横滚和偏航操纵等。此外,带有增稳或控制增稳系统的这类飞行控制系统可以改善飞机的动稳定性和操纵性,驾驶员如同驾驶一架稳定性和操纵性能良好的飞机,因此,它们亦属人工飞行操纵系统。自动飞行控制系统(或称自动飞行系统)的信号是由系统本身自动产生的,用它可以代替或协助驾驶员实现飞机的自动或半自动控制,或用它来控制飞机对扰动的响应等,例如自动驾驶仪、结构振动抑制等控制系统。

人工飞行操纵系统通常又分为主操纵系统和辅助操纵系统。用来控制飞机的升降舵(或全动平尾)、副翼和方向舵等飞行操纵面的飞机俯仰、横滚和偏航操纵系统,并用以实现飞机各种飞行姿态的稳定和控制,习惯上称其为主操纵系统。其他如襟翼、减速板、扰流片、随动补偿片、配平调整片等辅助操纵面和变后掠机翼的操纵系统均称为辅助操纵系统。与主操纵系统的主要区别是,辅助操纵系统没有像主操纵系统那样必须给驾驶员有操纵力和位移的感觉,但驾驶员必须知道辅助操纵面的位置,故需有位置指示器或指示灯。但对于现代随控布局飞机来说,改变飞机姿态的操纵面已扩展到有如前、后缘襟翼、水平鸭翼等,这样,主、辅操纵系统的界限并不那么严格了。

本书主要研究人工飞机操纵系统,并着重讨论主操纵系统,简称飞机操纵系统。为论述方便起见,我们这里把飞机飞行操纵系统分成以机械操纵系统为主要特征的飞机操纵系统和以电控为主的飞行控制系统,并分别作为第一章和第二章叙述。

二、飞机飞行操纵系统的发展概况

(一) 传统的飞机操纵系统

传统的飞机操纵系统是借助钢索或拉杆直接操纵舵面的,驾驶员是通过驾驶杆(或驾驶盘)的杆力和杆位移直接感受舵面气动力的变化和飞机的运动,因此驾驶杆力和位移与舵面的偏转是一一对应的。这样一种由驾驶杆(或驾驶盘)—拉杆(或钢索)和摇臂(或滑轮)直至舵面组成的简单操纵系统的基本形式一直沿用到现代的许多飞机操纵系统中。

由于飞行速度的提高和飞机尺寸与重量的增大,依靠驾驶员体力很难操纵飞机,虽然在一些飞机的舵面上采用了气动补偿等措施来减小舵面铰链力矩,以使杆力减小,但仍难以解决问

题,因此出现了助力操纵系统。

液压助力器是助力操纵系统的核心部件,它的出现使飞机的操纵和操纵系统发生了很大的变化。液压助力器是利用飞机液压系统的高压能源来克服舵面负载,并使舵面偏转。在早期的某些高亚声速飞机曾采用过可逆助力操纵系统,它的舵面气动载荷有一部分可以通过一根回力杆返回到驾驶杆上,使驾驶员操纵起来能直接感受到舵面载荷的变化。以后更多的是采用不可逆助力操纵系统,它可将舵面全部气动载荷由液压助力器克服,这种形式则被广泛地应用在现代需要采用助力操纵的各类飞机中。

在不可逆助力操纵系统中,除装有液压助力器外,还必须要有杆力模拟装置,因为驾驶员没有了杆力或杆力变化的感觉,是无法操纵飞机飞行的;还要有杆力配平装置,以使驾驶员松杆飞行;还要有能适应大范围飞行速度、高度变化带来气动特性变化而造成操纵困难的诸如系统非线性传动装置或自动变传动比装置;等等。

尤其对于采用全动平尾的超声速飞机,其气动特性的急剧变化给飞机操纵带来很大的困难,这些变化主要表现在(以纵向为例):

1. 飞机超声速飞行使全动平尾焦点后移,为减小舵面铰链力矩,平尾转轴往往布置在亚超声速焦点之间。这样,当驾驶员给予某一操纵信号时,从亚声速至超声速的飞行过程中就会出现舵面铰链力矩反向,使驾驶员杆位移感觉异常,且难以正常操纵飞机。

2. 超声速飞机在平飞进入跨声速飞行时机翼焦点后移,使飞机产生纵向自动下俯现象的特点,会引起杆力(或杆位移)反向。由图 1-1 的平尾偏度随 M 数变化关系曲线可知,在 $M=0.9\sim 0.98$ 时,曲线出现凹勾,即飞机在平飞加速时,驾驶员不能按常规推杆(平尾前缘向上产生正的舵偏度)操纵,相反反应拉杆产生负的舵偏度,这种反操纵现象使驾驶员难以适应。

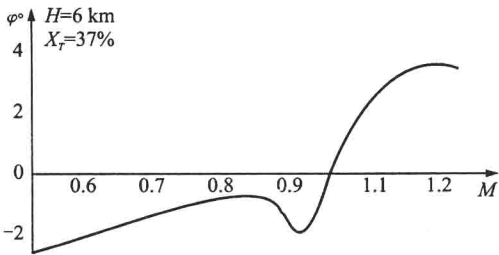


图 1-1 平飞时水平尾翼偏角随 M 数的变化图

3. 超声速飞机在作曲线机动飞行中,单位过载的平尾偏度值 $\Delta\varphi/\Delta n_y$ 会随飞行 M 数和飞行高度 H 发生很大变化的特点,随之引起驾驶杆力和杆位移显著的变化,使驾驶技术在不同的 M 数或 H 下不一致,驾驶员难以操纵。如图 1-2 所示,在低速时,舵偏度随 M 数增大而减小;在跨声速时,随 M 数增大而增大;在超声速时却没多大变化;另外,舵偏度在同一 M 数下随高度的增大而增大。这样欲产生相同的过载飞行,杆力或杆位移随 M 数或高度的变化很大,有时甚至会相差十几倍。

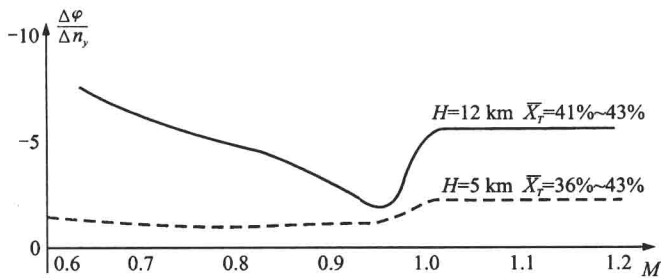


图 1-2 $\Delta\varphi/\Delta n_y$ 随 M 数的变化

因此,在现代超声速飞机的不可逆助力操纵系统中必须包括有液压助力器、杆力模拟和配平装置,还有力臂自动调节器,以适应飞机机动飞行时因飞机飞行 M 数和高度变化造成驾驶技术的不一致。

除此之外,现代飞机操纵系统还有一些为满足特殊操纵要求和确保飞行安全的各种装置

或传动机构。这样就形成了复杂的不可逆助力操纵系统,它与传统的机械操纵系统相比,会出现显著的动态品质问题。

(二) 现代飞机飞行操纵系统

由于飞机高空高速飞行包线的扩大,使飞机在静稳定性剧烈增大的同时,阻尼明显减小,出现动不稳定问题,即飞机的纵向和横侧向出现短周期振荡且不易衰减,驾驶员对这种短周期振荡也来不及反应,严重地影响了飞机的操纵性能。因此现代飞机飞行操纵系统中安装了飞行阻尼器,并发展了一种以改善飞机纵向和横侧向阻尼、提高飞机飞行安全为目的的阻尼装置,它们与飞机主操纵系统一起构成的增稳或控制增稳飞行操纵系统可大大地提高飞机的操纵和稳定性能。

随着电子技术和余度技术的发展,电传操纵系统解决了复杂机械操纵系统中存在摩擦、间隙和弹性变形等使精微操纵信号难以准确传递的问题,并成功地替代了机械不可逆助力操纵系统,成为飞机飞行主操纵系统。电传操纵系统的出现为随控布局飞机奠定了基础,电传操纵与主动控制技术的应用相辅相成,由此,飞机设计进入了一个崭新的阶段。

电传操纵的进一步发展,又出现了以光导纤维代替电缆的光传操纵,它将开辟一个更新的飞行操纵技术领域。

第二节 飞机操纵系统的基本工作原理

一、对飞机操纵系统的要求

根据飞机操纵系统“传递操纵指令使舵面偏转”的功能,操纵系统首先必须是一个结构传力部件,它直接或间接感受舵面铰链力矩的变化,因此它应具有足够的强度、刚度,且重量轻和使用维护方便。同时飞机操纵系统又应是一个性能良好的操纵部件,它应给驾驶员提供合适的杆力和杆位移,使驾驶员能正常地操纵飞机。对于这后一特殊要求,一般表现在如下三个方面。

(一) 飞机操纵系统应给驾驶员提供正常的操纵条件(即所谓静态性能)

它主要表现在杆力、杆位移方面,具体地说:

1. 驾驶员的操纵动作必须符合人的本能反应和习惯。例如,前推或后拉驾驶杆,飞机应低头或抬头;向左或右压驾驶杆,飞机应向左或右倾侧;左或右脚蹬舵时,机头应向左或右转。
2. 驾驶员通过一个驾驶杆(或盘)可同时或分别操纵副翼和升降舵(或全动平尾),并保证纵、横向操纵互不干扰。
3. 驾驶员的操纵杆力和杆位移及其变化要恰当。因为驾驶员操纵飞机往往需要凭身体对飞机过载的感受,更主要还靠对杆力和杆位移的感受。

例如,平飞时驾驶杆力应随飞行速度和舵偏度的增大而增大;杆力不应过重或过轻,太重会操纵不动或容易疲劳,太轻会操纵过头或不易掌握。特别对于超声速飞机,在进入跨声速飞行阶段出现的反操纵现象应给予限制。如美国军用规范对飞机平衡曲线 $F=f(M)$ 上的凹勾规定了改变单位 M 数杆力增量 $\Delta F/\Delta M$ 的允许值,如图 1-3 所示。

同时对飞机作曲线飞行,其单位过载杆力或杆位移随 M 数或高度的变化也应给予限制,如美国军用规范规定了改变单位法向过载所需的杆力范围为 15~39 N。

又如,驾驶员的纵、横和航向的操纵杆力要相互匹配。通常纵、横向和航、横向的操纵杆力

比值分别定为(杆位移在 1/4 行程时)

$F_z/F_x = 2$ 和 $F_y/F_x = 5 \sim 8$

4. 操纵系统的启动力(指舵面开始偏转瞬时所需的杆力)应在合适的范围内,以减轻驾驶员的疲劳和防止驾驶员无意识动杆。启动力通常包括操纵系统的摩擦力和预加载荷等,在规范中有具体规定。

5. 操纵系统的操纵延迟必须限制。操纵系统由于间隙和弹性变形所引起的操纵延迟会使驾驶员感到操纵迟钝,尤其在接近地面飞行时,若操纵延迟达 0.25 s,就可能造成压杆过量以致飞机翻转。一般规定操纵延迟不得超过人的反应速度(约 1/7 s)。

6. 操纵系统与相邻结构之间应保持一定的间隙,以保证操纵系统在任何飞行状态下不被卡死。

(三) 飞机操纵系统应具有良好的动态性能

飞机操纵系统的动态性能可以这样来认识。驾驶员操纵舵面且控制飞机运动的操纵过程,从自动控制原理的角度来看,实质是一个随动控制过程。由人、飞行操纵系统、飞机三者组成的控制回路是一个按负反馈原理工作的闭环回路,其中每一环节的性能将直接影响整个回路的性能。而这个回路的动态性能主要表现在跟随性和稳定性方面,通俗地说就是飞机跟随驾驶员操纵信号运动时,驾驶员感到飞机是否听话、是否稳定。就飞行操纵系统而言,如果它的动态性能不好,飞机不仅不能顺利完成预定的飞行任务,甚至会出现意想不到的机毁人亡的事故。例如,若地面或空中出现舵面抖动或飞机飘摆等现象,会使驾驶员无法控制飞机;稳定性和跟随性差的战斗机会失去作战良机,影响飞机性能的发挥;机械操纵与控制系统交联的飞机飞行操纵系统中若出现力反传会导致驾驶杆的回输振荡,严重干扰驾驶员的正常操纵;若人一机回路中出现“驾驶员诱发振荡”就更具危险性;等等。飞机飞行操纵系统这些与飞机动态品质有关的性能,在飞机飞行品质规范中都有严格的要求,因此,在飞机的研制、维修和飞行工作中均不可忽视操纵系统的动态性能要求,尤其是对于超声速战斗机。

(三) 飞机操纵系统工作应十分安全可靠

飞机操纵系统是驾驶员驾驶飞机实现安全飞行最敏感的部件之一,为此,飞机尤其是民用飞机必须采取多种安全措施,确保系统工作安全可靠。例如,有些飞机的助力操纵系统备有正常操纵和应急操纵两套独立系统;有的飞机还备有三套独立的液压助力系统,同时控制一个舵面;民用飞机的操纵系统备有防失速警告和恢复系统;几乎所有的飞机都有防超载的机械或电气极限偏度限制器等。

本章仅对飞机操纵系统本身的动态性能加以分析,而飞机飞行操纵系统及整个人一机回路的动态性能将放在第二章中叙述。

二、飞机操纵系统的组成和传动关系

(一) 飞机操纵系统的组成

通常习惯把操纵系统分成两部分,在驾驶舱内、由驾驶员直接操纵的部分称中央操纵机

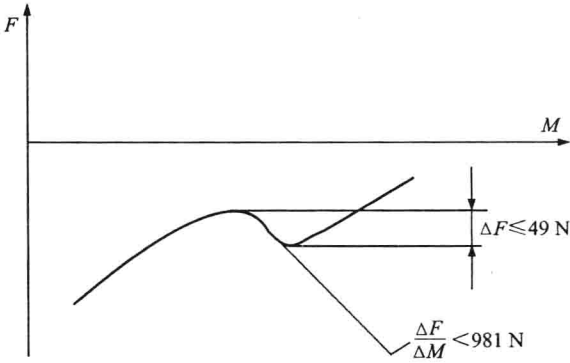


图 1-3 杆力随 M 数变化曲线

构,由此一直连到舵面的部分称传动系统。(中央操纵机构包括由手操纵并控制飞机的纵、横向运动的驾驶杆(或驾驶盘)和由脚操纵并控制飞机航向运动的脚踏两部分。)传动系统则主要由多组拉杆和摇臂(或钢索和滑轮)按一定规律连接而成。

驾驶员通过操纵系统传递操纵指令至舵面的过程,实际上就是力和位移的传递过程。为分析操纵系统力和位移的传动关系,我们把全系统的摇臂、拉杆组件简化成物理模型即系统示意图。操纵系统力和位移的传动关系用其特征参数即传动系数 K 和传动比 n 来表示。

(二) 飞机操纵系统的传动系数和传动比

1. 传动系数

操纵系统的传动系数是指舵偏角增量 $\Delta\varphi$ 与驾驶杆位移增量 Δx 之比,用符号 K 表示为(见图 1-4)

$$K = \frac{\Delta\varphi}{\Delta x} \quad (1/m) \quad (1-1)$$

如果不考虑系统的摩擦力,那么驾驶员杆力 F 所做的功应等于舵面铰链力矩 M_j 驱动舵面偏转所做的功,即 $F \cdot \Delta x = M_j \cdot \Delta\varphi$

$$\text{或 } K = \frac{F}{M_j} \quad (1/m) \quad (1-2)$$

因此,传动系数也可定义为驾驶杆力与舵面铰链力矩之比。符号规定为驾驶杆前推为正,后拉为负,舵面前缘向上为正、向下为负。

换句话说,传动系数也表示单位杆位移引起舵偏度的大小,或者说是克服单位舵面铰链力矩需要多大的驾驶杆力。因此传动系数要适当的选取,若 K 太小,杆力就太小,操纵太灵敏,而且会由此造成杆位移太大,受到座舱空间的限制。若 K 太大,杆力就太大,操纵费力,而且驾驶杆稍有位移就会引起舵面很大的偏转,使操纵不易准确控制。通常 K 的统计值如下:升降舵操纵 $K=2.3\sim3.2$;方向舵操纵 $K=5.1\sim8.1$;副翼操纵 $K=1.7\sim2.9$ 。

例如,某超声速歼击机的全动平尾操纵系统的平均传动系数为

$$K = \frac{\varphi_1 + \varphi_2}{X_1 + X_2} = 2.6 \quad (1/m) \quad \frac{42.5}{u}$$

式中: φ_1, φ_2 为舵面上下极限偏度(30° 和 12.5°); X_1, X_2 为驾驶杆前后极限位移($0.095m$ 和 $0.19m$)。它的副翼操纵系统 $K=2.48(1/m)$ 和方向舵操纵系统 $K=4.85(1/m)$ 。

实际上在飞机设计时,由于 M_j 和 φ 的最大值已定,驾驶杆力和杆位移又受到驾驶员生理条件和座舱空间限制,因此传动系数 K 也就大致定下来了。

2. 传动比

操纵系统的传动比表示驾驶杆力 F 与舵面操纵摇臂上的传动力 Q 、即系统最后一根拉杆上的力之比值(见图 1-5),用 n 表示为

$$n = \frac{F}{Q}$$

可见,传动系数和传动比的关系为

$$\frac{\Delta\varphi}{\Delta x} = K = \frac{F}{Q \cdot r} = \frac{1}{r} n$$

式中: r 为舵面操纵摇臂的有效半径。因此,传动系数与传动比具有同样的意义,两者成正比。

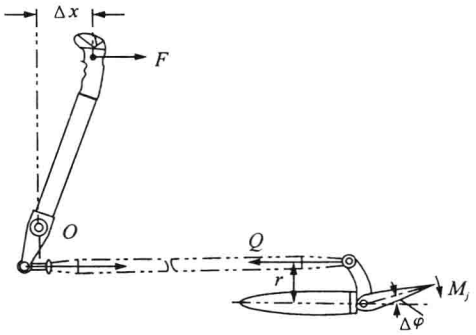


图 1-4 操纵系统传动系数

$$n = \frac{F}{Q}, K = \frac{F}{M_j} = \frac{\Delta\varphi}{\Delta x} \quad (1-3)$$

$$K = \frac{\Delta\varphi}{\Delta x} = \frac{1}{r} n \quad (1-4)$$

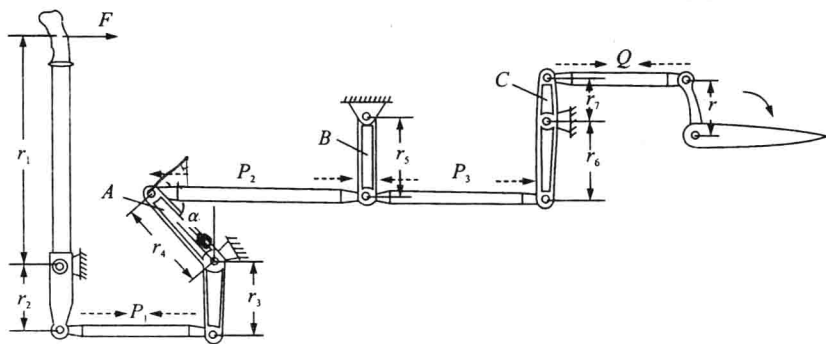


图 1-5 操纵系统传动比

由多组摇臂、拉杆连接起来的操纵系统传动比,是由其各摇臂的传动比组成。操纵系统中任一摇臂的传动比 n_i (见图 1-6) 表示它主动端上的作用力与从动端上作用力之比,根据所做功恒等的原理,它也等于从动端位移与主动端位移之比。由摇臂力矩平衡关系可知,摇臂的传动比可由从动臂和主动臂的有效臂长之比确定,即

$$n_i = \frac{F_1}{F_2} = \frac{\Delta X_2}{\Delta X_1} = \frac{r_2'}{r_1'} = \frac{r_2 \sin \alpha}{r_1} \quad (1-5)$$

式中: α 为拉杆与摇臂之间的夹角; r_1' , r_2' 为摇臂主、从动臂的有效半径。

则如图 1-5 所示的操纵系统传动比为

$$n = \frac{F}{Q} = \frac{F}{P_1} \frac{P_1}{P_2} \frac{P_2}{P_3} \frac{P_3}{Q}$$

即

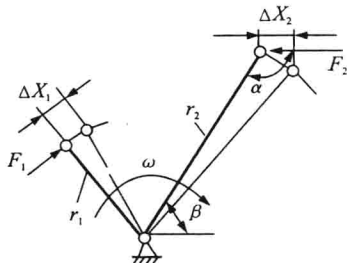


图 1-6 摇臂传动比

$$n = n_1 n_2 n_3 n_4 = \frac{r_2}{r_1} \frac{r_4}{r_3} \frac{r_5}{r_6} \frac{r_7}{r_8} = \frac{r_2 r_4 r_5 r_7 \sin \alpha}{r_1 r_3 r_6 r_8} \quad (1-6)$$

式中: n_1 、 n_2 、 n_3 、 n_4 为各摇臂传动比。

可见,该操纵系统传动比等于系统各摇臂传动比的连乘积,也等于各摇臂从动臂有效半径乘积与主动臂有效半径乘积之比。因此,操纵系统的传动比取决于各摇臂的几何尺寸,改变任一摇臂臂长或夹角 α 或 β 就可以改变系统传动比。

以上结论同样适用于由多组滑轮、钢索组成的(软式)操纵系统。如后面的图 1-47 所示副翼软式操纵系统的传动比为 $n_{0-a} = \frac{r_2 r_4 r_6}{r_1 r_3 r_5}$ 。式中 n_{0-a} 为驾驶盘至非线性机构的系统传动比。

值得提出的是操纵系统的传动比在驾驶杆整个活动范围内是变的,通常指的传动比是指系统在中立位置时的传动比,实际上它是驾驶杆位移的函数。

3. 差动操纵

当驾驶杆向前后(或左右)作相同的位移,舵面向上下的偏转角不等,就叫做差动操纵。例如,操纵副翼时,有的飞机为适应气动特性的需要,使向下偏转一边的副翼比向上偏转一边的副翼偏角小,但驾驶杆向左右的压杆位移却是对称的,这就需要差动操纵来实现。例如,全动平尾向上下偏度与驾驶杆向前后位移量往往不能协调时,也需要差动操纵来解决。

差动操纵原理可见图 1-7。

设摇臂主动臂 OA 与拉杆垂直,从动臂 OB 与拉杆之间夹角 $\alpha \neq 90^\circ$,当摇臂绕自身交点 O 前后转角相等,即 $\theta = \theta_1 = \theta_2$ 时,由于端点 B 的前后位移 $a \neq b$,因此传动到舵面的上下偏角也不等。差动效果用差动比 k 表示,由图可见

$$k = \frac{b}{a} = \frac{c_2 - c_1}{c_3 - c_2}$$

$$\therefore k = \frac{\sin\beta - \sin(\beta - \theta)}{\sin(\beta + \theta) - \sin\beta}$$

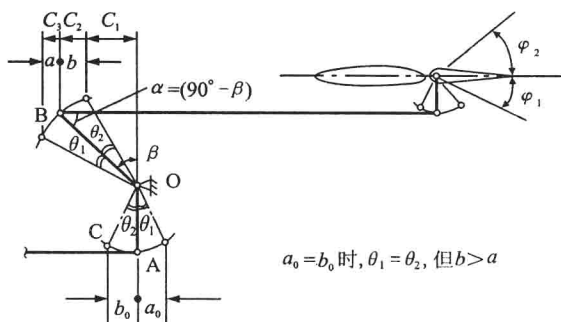


图 1-7 差动操纵原理

若已知差动要求 k 值,则可由上式推导得摇臂与拉杆之间的夹角 α 或 β ($\alpha + \beta = 90^\circ$)

即
$$\operatorname{tg}\beta = \frac{\sin\theta(k-1)}{(1+k)(1-\cos\theta)} \quad (1-7)$$

式中: β 为摇臂从动臂与基准 y 轴的夹角(中立位置时),它表示摇臂的安装位置。

可见,通过摇臂与拉杆间夹角 α 的选择来达到差动操纵的目的。在一个系统中通常仅安排一个差动摇臂,且夹角 α 不宜太大或太小,一般 α 不大于 120° 或 α 不小于 60° ,因为差动后,会增加系统摩擦力,传动效果会减小。例如,已知某机全动平尾的极限偏度所对应的助力器正、负行程为 25 和 42 (mm),驾驶杆极限位移为 100 和 220 (mm),则该前段操纵系统的差动比为

$$k = \frac{25/100}{42/222} = \frac{0.25}{0.19} = 1.32$$

三、飞机操纵系统的构造形式和特点

(一) 中央操纵机构

图 1-8 为典型单座驾驶杆式中央操纵机构图。

在手操纵机构中驾驶杆式多用在机动性较好、要求操纵省力的飞机上,如各型战斗机;盘式多用在机动性没有特殊要求的大、中型运输机上。它们的显著特点是要保证飞机纵、横向操纵的互不干扰。

驾驶杆式通常有如图 1-9 所示的两种结构形式,其中形式(a)的特点是,驾驶杆与传动副翼的扭力管 1 铰接于 O 轴,传动升降舵的拉杆 bc 与扭力管 1 轴线不平行,且交于拉杆 bc 的端点 b。因此,当横向压杆通过扭力管 1 和摇臂 2 带动副翼偏转时,

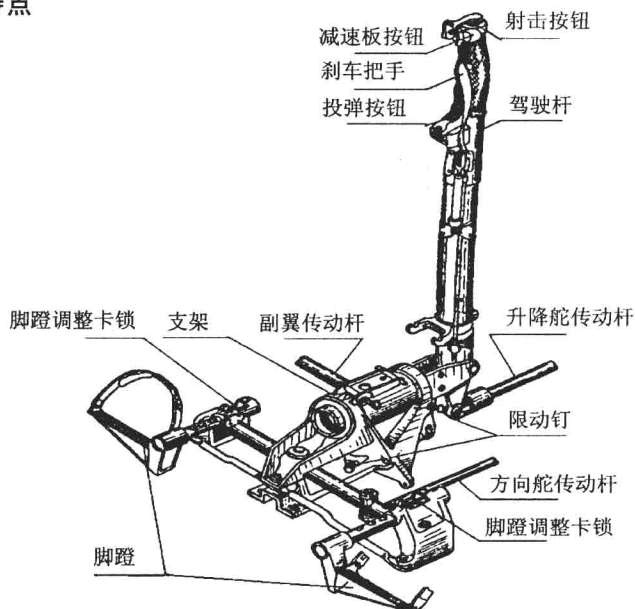


图 1-8 歼击机中央操纵机构

点 c 是在以 b 点为顶点的锥体底面运动, c 点并无沿拉杆 bc 方向的位移, 则不会传动升降舵。此外, 当操纵驾驶杆绕 O 轴前后动杆偏转升降舵时, 因扭力管 1 无转动, 也就不会传动副翼。同时为保证操纵不被卡住, 拉杆端点 b 与摇臂 3 的连接应是球铰。

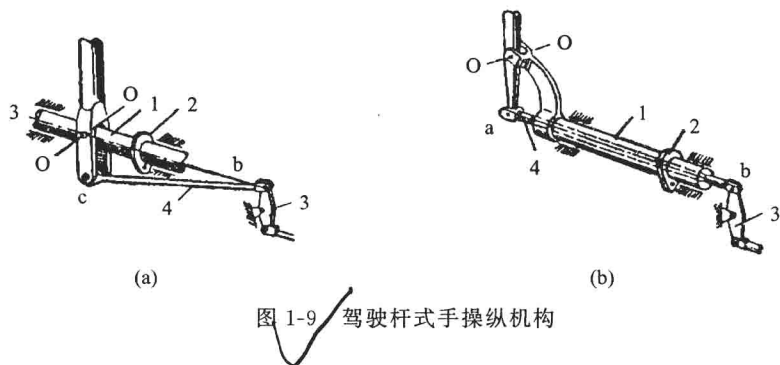


图 1-9 驾驶杆式手操纵机构

形式(b)的特点是, 传动升降舵的拉杆和传动副翼的扭力管轴线 a b 是重合的(严格说是在中立位置时), 因此也能保证它们在纵、横向操纵时的独立性。(a)和(b)两种形式的选择往往与座舱结构的具体安排有关。

图 1-10 是一种常见的盘式手操纵机构。它的操纵独立性由图 1-11 可知, 当前后推驾驶盘传动升降舵时, 支柱、横管和摇臂一起绕支点轴 a-a 转动, 而 a-a 轴恰恰与左右转动驾驶盘操纵副翼的钢索重合。

现代高机动歼击机由于过载将高达 9g, 座椅后倾由通常的 16°~18°可能增至 30°以适应驾驶员的操纵。为了配合大后倾座椅, 采用了安装在座椅右侧前方的敏感驾驶手柄, 以代替中央驾驶杆。这种侧置驾驶手柄几乎没有位移(实际仅 1~2 mm)而只有杆力, 它是靠力的感受操纵飞机的(脚蹬位移也仅十几毫米)。手臂以座椅扶手为依托, 不需要大幅度运动, 便于精微准确操纵, 而且驾驶员看仪表不受中央驾驶杆的遮挡, 因此, 目前在一些电传操纵的军用或民用飞机上已被采用。

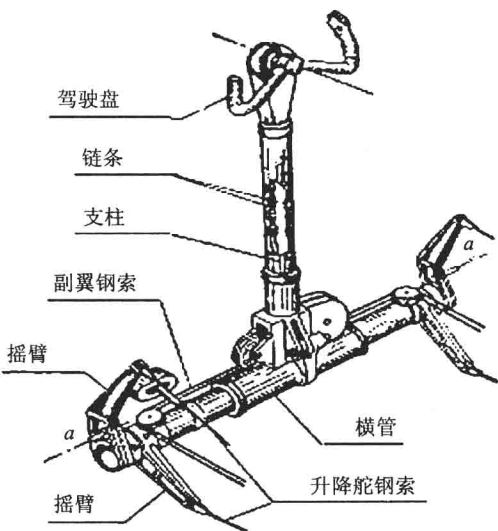


图 1-10 驾驶盘式手操纵机构

脚操纵机构有平放式和立放式两种, 在图 1-12 中平放式脚蹬安装在两根横杆和两根脚蹬杆组成的平行四边形机构上, 脚蹬前后移动时只有平动位移而无转动, 便于驾驶员操纵。在图 1-13 所示的两种立放式脚蹬机构中, 前者的转轴在脚蹬之上, 后者在脚蹬之下, 由于传动杆和脚蹬的连接形式, 左右脚蹬的动作总是协调的。

平放式和立放式两种脚操纵机构相比, 平放式为了取得较大的操纵力臂, 两脚蹬之间的距离较大; 立放式却是通过增大与脚蹬连接的摇臂臂长来获得足够的操纵力臂的, 两脚蹬间距可做得较小。因此, 平放式多与左右活动范围较大的驾驶杆式手操纵机构组合; 立放式则与盘式手操纵机构组合。

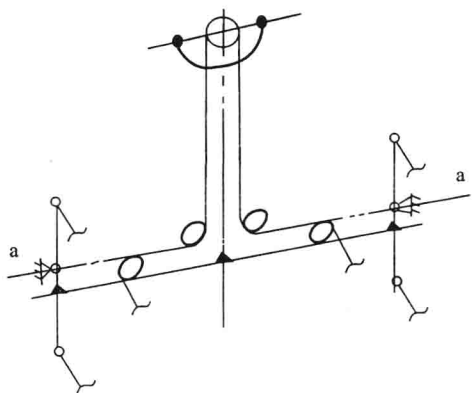


图 1-11 驾驶盘式手操纵机构原理图

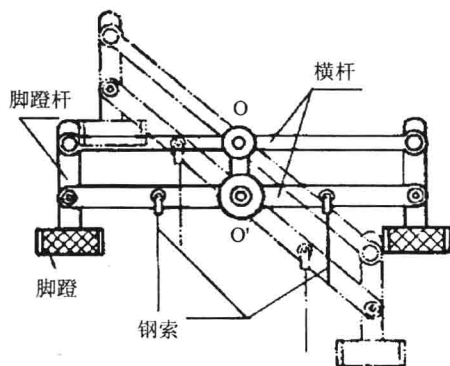


图 1-12 平放式脚操纵机构

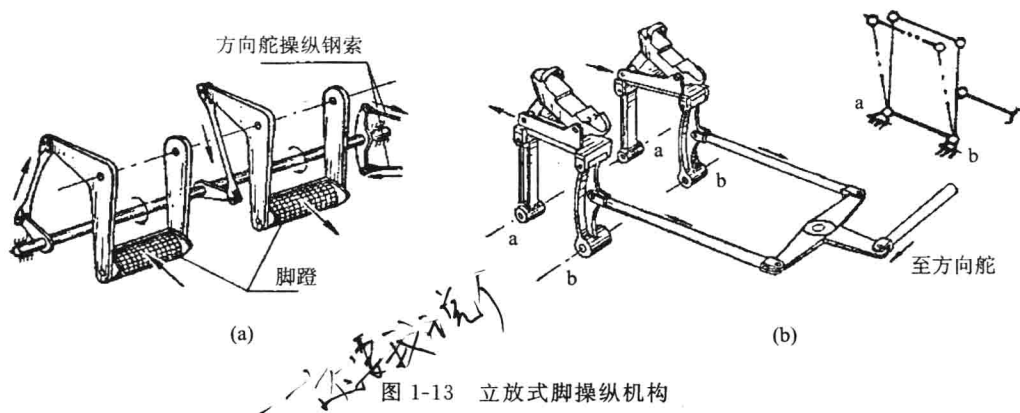


图 1-13 立放式脚操纵机构

驾驶杆与脚蹬要有机械限动装置，防止舵面偏转超过极限要求。脚蹬应有前后调整距离的装置，以便适应不同身材驾驶员的需要。驾驶盘式手操纵机构一般装有前倾机构，当发生意外，驾驶员抛掉舱盖时，该机构能使立柱和盘向前倾斜，以使驾驶员弹射跳伞时不受影响。

(二) 传动系统

飞机操纵系统的传动系统通常有硬式、软式(见图 1-14)或两者组合的混合式。硬式传动系统主要由拉杆、摇臂等构件组成，拉杆和摇臂依次相连，并以支座为摇臂的支撑。它们靠拉杆受拉或压传递力和位移，靠摇臂改变力和位移的大小和方向。软式传动系统主要由钢索(或链条)、滑轮(或链轮)、扇形轮(扇形摇臂)等构件组成，它们靠钢索受拉(不受压)传递力和位移，靠滑轮或扇形轮改变力和位移的方向或大小，因此需要钢索和滑轮组成回路来传力。硬式传动系统一般与中央操纵机构的驾驶杆组合，而软式传动系统一般与中央操纵机构的驾驶盘组合。

硬式和软式操纵系统相比，硬式操纵系统刚度好、不易变形及由此引起的舵面振动，但重量大、构造复杂、通过性差；而软式传动系统重量轻、构造简单和通过性好，但受力易变形，且受温差影响大、操纵灵敏性差，且易磨损、生存力也差。

根据硬式和软式操纵系统的特点，对于机动性要求较高的高速战斗机通常采用硬式操纵，而对于机动性没有特殊要求的大中型运输机，通常采用软式操纵。此外，由于钢索张力补偿器在软式传动中的应用，弥补因其刚度小、易变形的致命弱点，因此有的飞机在助力器之前采用

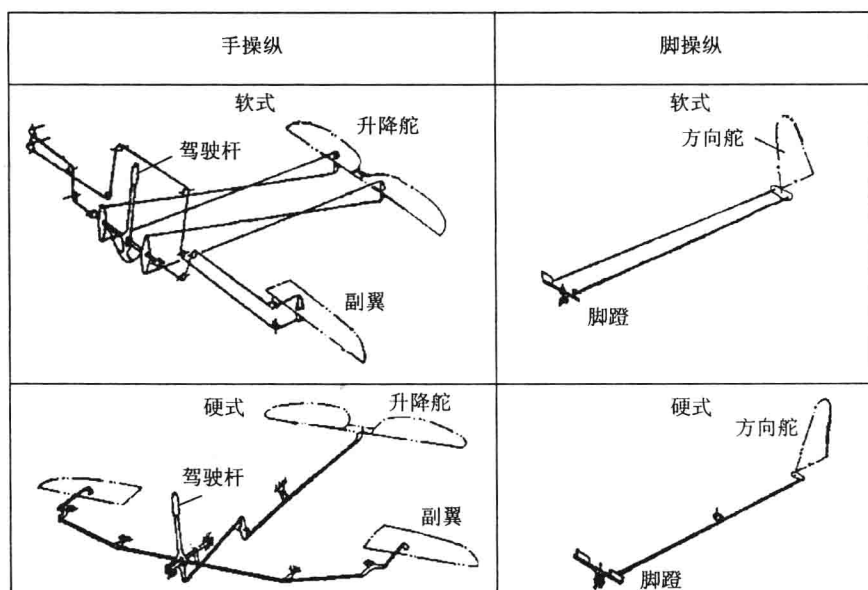


图 1-14 软式和硬式操纵系统

软式,而在助力器之后采用硬式,形成以软式为主的混合式操纵系统(通常也称软式),这在目前的一些大、中型运输机上得到普遍采用,在某些小型战斗机上也局部得到采用。

(三) 操纵系统的主要传动构件

1. 拉杆和摇臂

(1) 拉杆 拉杆通常由铝质管材和两端耳片接头连接而成,其中一端耳片接头常采用螺纹连接,便于系统装配调节。有的拉杆两端都采用螺纹接头(分别为左、右螺纹),便于在飞机通路较差的部位进行调节使用。耳片接头一般为标准件。

由于拉杆是受拉或压的细长构件,首先要考虑它抵抗总体失稳的能力,通常根据总体失稳强度条件选择构件的尺寸和材料。拉杆失稳临界应力可按下式求得

$$\sigma_{KP} = \frac{C\pi^2 E}{(l/i)^2} \quad (1-8)$$

式中: i 为剖面最小转动惯量半径; C 为支持系数。

其次还应考虑拉杆的自振频率必须躲开飞机上发动机等振源的频率,使其不致发生共振。通常要求拉杆自振频率与发动机转速的差值为 200 次每分钟,或更大些。圆管截面拉杆弯曲自振频率可由下式求得

$$v = 100 \frac{D}{l} \sqrt{\frac{E}{\gamma}} \quad (\text{次/分}) \quad (1-9)$$

式中: D 为拉杆的直径; l 为拉杆长度; E 为材料的弹性模量; γ 为材料的密度。

(2) 摇臂 摇臂在操纵系统中主要用来传递力、位移或改变它的大小和方向,有的仅作支持用(或称支臂)。摇臂的各种构造形式如图 1-15 所示。为减小摇臂在传递载荷过程中的不利受弯,要求它刚度好,参见图 1-15(f)平面摇臂和图 1-15(g)空间摇臂。受载较大和批量生产的摇臂通常为镁铝合金模锻件。