飞机系统设计原理

林肖芬　　顾宏斌　编

南京航空航天大学
1994.7.

前　言

随着航空事业的发展，飞机系统设计技术及与其有关的控制理论和计算机应用等学科也发展很快。为拓宽飞机设计专业人员的知识面，以适应飞机设计领域发展的需要，並在听取了航空设计制造部门众多专家学者的意见后，宜将关系密切的飞机操纵、液压和燃油三个系统的设计内容归并在一起，並根据飞机设计专业课程教学大纲要求编写这本《飞机系统设计》教材。

本书内容丰富、理论结合实际，可作为航空院校飞机设计专业或其它有关专业的教材或参考书，也可供从事飞机设计、制造、维护和飞行，或相关专业的科研和工程技术人员参考。

《飞机系统设计》作为南京航空航天大学飞机设计专业本科生的必修课教材，自1990年6月编写出版后已使用了四届，现在编写这本教材是在原教材基础上，总结过去的教学实践经验后，作了一些修改和补充，各章还增加了习题与思考题。

全书共分飞机飞行操纵系统、飞机液压系统和飞机燃油系统三个部分共四章，它们分别阐述了各系统的工作原理和设计特点。其中第一部分包括飞机（机械）操纵系统和以增稳、控制增稳和电传操纵为主要内容的飞机飞行控制系统两章。第二部分飞机液压系统还简要介绍了液压流体力学基本原理。本书第一、二、三章由林肖芬编写，第四章由顾宏斌编写，本书主编林肖芬。书稿编成后由胡传泰审阅。在此谨向为编写本书提供丰富素材和给予帮助的同志表示衷心感谢。

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

一九九四年七月

目　录

第一部分　飞机飞行操纵系统 …… 1

绪　论 …… 1

第一章　飞机操纵系统 …… 4

§1.1　飞机操纵系统设计要求和基本原理 …… 4

一、飞机操纵系统设计要求 …… 4

二、飞机操纵系统的组成和型式 …… 5

三、飞机操纵系统传动系数和传动比 …… 14

§1.2　不可逆助力操纵系统特点 …… 17

一、可逆与不可逆助力操纵系统 …… 17

二、液压助力器 …… 18

三、载荷感觉器 …… 24

四、杆力配平装置 …… 27

五、力臂自动调节器 …… 27

§1.3　飞机操纵系统设计的几个问题 …… 33

一、传动线路布置特点 …… 33

二、系统传动比分配 …… 33

三、操纵系统的强度与刚度 …… 35

§1.4　操纵系统的特殊机械传动装置 …… 36

一、非线性机构 …… 36

二、机械复合装置 …… 39

三、液压变臂机构 …… 42

§1.5　操纵系统传动分析 …… 43

一、操纵系统传动分析的内容和方法 …… 43

二、操纵系统中几个典型问题的分析方法 …… 46

§1.6　操纵系统动态特性 …… 50

一、助力器运动方程和操纵系统动特性 …… 50

二、操纵系统动刚度特性 …… 53

习题与思考 …… 56

第二章　飞机飞行控制系统 …… 61
§2.1　飞机的动态特性 …… 61
一、飞机运动方程和短周期运动 …… 61
二、飞机传递函数 …… 63
三、飞行状态和气动参数对飞机短周期运动的影响 …… 68
§2.2　飞行控制系统中的主要部件 …… 70
一、敏感元件—陀螺仪 …… 70
二、液压舵机 …… 71
三、电液复合舵机 …… 75
四、大气数据系统 …… 76
§2.3　含阻尼器的纵向飞行操纵系统 …… 78
一、阻尼器原理 …… 78
二、含阻尼器的纵向飞行操纵系统 …… 82
§2.4　增稳、控制增稳系统和电传操纵 …… 85
一、过载稳定器 …… 85
二、增稳飞行操纵系统 …… 88
三、控制增稳系统 …… 91
四、电传操纵 …… 95
五、随控布局飞机飞行操纵系统 …… 99
§2.5　飞机操纵系统动态品质和品质规范 …… 101
一、人—机回路数学模型 …… 101
二、飞机飞行操纵系统的动态特性分析 …… 102
三、飞机飞行操纵系统模拟试验 …… 113
四、飞行操纵系统品质规范 …… 116
习题与思考 …… 120

第二部分　飞机液压系统 …… 123
第三章　飞机液压系统 …… 123
§3.1　液压传动原理 …… 123
一、液压传动原理及实例 …… 123
二、液压系统组成及特点 …… 125
§3.2　液压流体力学基础 …… 126
一、液体的物理性质及液压油 …… 126

二、液体动力学基础 …… 130
三、液体流动时的压力损失 …… 132
四、节流原理 …… 136
五、流体在间隙中的流动 …… 137
六、液压撞击和气穴 …… 139
§3.3 液压泵 …… 140
一、轴向柱塞泵的工作原理 …… 140
二、轴向柱塞泵的工作性能 …… 143
三、齿轮泵和叶片泵 …… 147
§3.4 液压系统的控制阀 …… 148
一、方向控制阀 …… 148
二、压力控制阀 …… 151
三、流量控制阀 …… 154
§3.5 执行元件及液压辅助元件 …… 156
一、液压作动筒 …… 156
二、液压马达 …… 159
三、蓄能器 …… 160
四、液压油箱 …… 161
§3.6 液压基本回路 …… 163
一、顺序控制回路 …… 163
二、速度控制回路 …… 164
三、方向控制回路 …… 166
四、压力控制回路 …… 167
五、安全回路 …… 168
§3.7 飞机液压系统及其设计 …… 168
一、飞机液压系统实例 …… 168
二、飞机液压系统设计 …… 174
三、液压传动系统的动态特性分析 …… 181
习题与思考 …… 187

第三部分 飞机燃油系统 …… 190
第四章 飞机燃油系统 …… 190
§4.1 燃油特性及其对系统性能的影响 …… 190

此为试读,需要完整PDF请访问: www.ertongbook.com

一、燃油的蒸发性 …… 190
二、燃油的低温性能 …… 191
三、燃油的热稳定性 …… 192
四、燃油内的微粒杂质污染 …… 193
五、燃油内的微生物污染 …… 193
六、燃油的燃烧性 …… 194
§4.2 发动机供油系统设计 …… 194
一、发动机供油方案 …… 194
二、燃油系统的高空性 …… 195
三、在过载和失重条件下的供油 …… 199
§4.3 输油系统设计 …… 202
一、输油系统的类型 …… 202
二、输油系统的顺序自动控制 …… 204
三、输油系统的流量控制 …… 205
四、比例输油系统 …… 208
五、采用喷射泵的输油系统 …… 211
六、平衡输油 …… 213
§4.4 通气和增压系统 …… 215
一、通气增压系统方案 …… 215
二、通气增压系统设计的几个问题 …… 217
三、通气增压系统元件 …… 217
§4.5 加油与放油系统 …… 221
一、重力加油 …… 221
二、压力加油 …… 223
三、飞机加油时的带电 …… 227
四、防静电危害的措施 …… 229
五、放油系统 …… 230
§4.6 燃油系统的检测元件 …… 233
一、电容式电感式油量表 …… 234
二、浮子式油量表 …… 236
三、叶轮式油量表 …… 236
§4.7 燃油泵 …… 238
一、电动叶片泵 …… 240
二、气动涡轮驱动的燃油泵 …… 241

三、液动涡轮驱动的燃油泵 …… 243
四、液压马达驱动的燃油泵 …… 245
五、喷射泵 …… 246
§4.8 燃油箱 …… 246
一、燃油箱在飞机上的配置 …… 246
二、油箱设计的一般问题 …… 247
三、硬油箱 …… 248
四、软油箱 …… 249
五、整体油箱 …… 251
六、副油箱 …… 252
习题与思考 …… 254

参考文献 …… 254

第一部分　飞机飞行操纵系统

绪　　论

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稳定的控制。因此，飞机飞行操纵系统是飞机的重要组成部分，在很大程度上，它将影响飞机飞行性能的发挥，尤其对于歼击机，会严重地影响它的战斗性能和飞行安全。

早期飞机的操纵系统是藉助钢索或拉杆直接操纵舵面的，飞行员通过驾驶杆的杆力和杆位移可以直接感受舵面气动力的变化和飞机的运动，因为驾驶杆力和位移与舵面的偏转是一一对应的，这样的简单机械操纵系统只要它的摩擦、间隙和刚度等合适就能满足设计要求。

随着飞行速度的提高和飞机尺寸与重量的增大，依靠飞行员体力很难操纵飞机，采用了气动补偿等措施虽能减小驾驶杆力，但仍难以使杆力符合要求，因此出现了液压助力器，它利用高压液体能源克服负载并驱动舵面偏转，使作用在舵面上的气动载荷部分或全部被克服。在一些高亚音速和重型飞机上首先采用了可逆助力操纵系统，舵面铰链力矩大部分由助力器克服。

飞机速度和高度的进一步提高，在五十年代出现了超音速飞机及其全动平尾，随之带来了气动特性的急剧变化。主要表现为：

1. 舵面铰链力矩及其变化范围很大，使驾驶员靠可逆助力操纵系统也不能解决问题，因为超音速飞行全动平尾焦点后移。为减小铰链力矩，在设计时通常把转轴布置在亚音速和超音速焦点之间，这样，在亚音速至超音速的飞行过程中就会出现舵面铰链力矩反向，使驾驶员无法正常操纵飞机。

2. 在跨音速飞行时，机翼焦点后移，飞机会产生自动下俯现象而引起杆力或杆位移反向。如图 1.1 所示，在 $M=0.9\sim0.98$ 时，曲线出现凹勺，即飞机在平飞加速时，驾驶员不能按常规推杆操纵（推杆时平尾前缘向上产生正的舵偏度），相反，舵面应产生负的舵偏度，即驾驶员要拉杆，这种反操纵现象使驾驶员也难以适应。

3. 在曲线飞行中，因为每改变一单位过载所需的平尾偏度随 M 数和高度的变化很大，如图 1.2 所示，在低速时，舵偏度随 M 数增大而减小；在跨音速时，随 M 数增大而增大；在超音速时却没变化。舵偏度在同一 M 数下随高度的增大而增大。这样，杆力和杆位移随 M 数和高度的变化也相当大，有时甚至相差十几倍，使驾驶员难以操纵，尤其在战斗中，飞行性能得不到充分发挥。因此，相应地出现了不可逆助力操纵系统。

在不可逆助力操纵系统中，舵面铰链力矩全都由助力器克服。然而，没有杆力的变化，驾驶员是无法驾驶飞机飞行的，因此设计了杆力模拟装置以提供合适的驾驶杆力，同时配上调

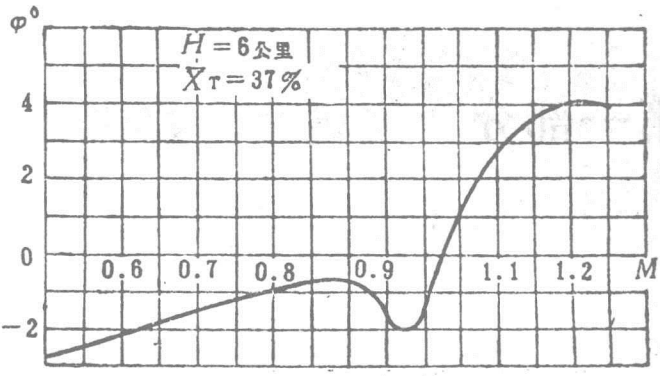


图 1.1　平飞时水平尾翼偏角随 M 数的变化

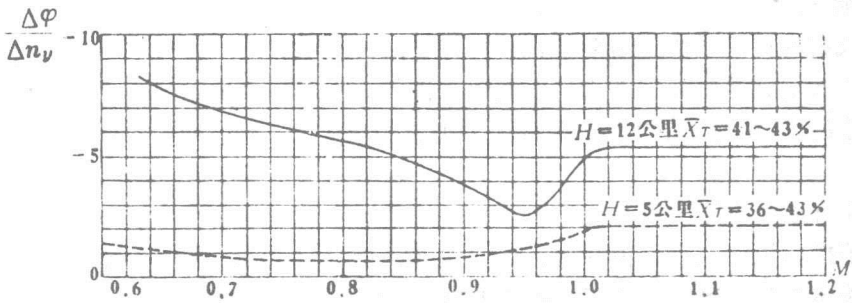


图 1.2　歼 6 飞机 $\frac{\Delta\varphi}{\Delta n_y}$ 随 M 数的变化

正片效应机构以提供原先调整片给予的配平功能。此外为解决机动飞行中因飞行高度和速度变化范围大所引起的驾驶技术不一致的困难而设置了力臂自动调节器。这样，所形成的复杂的不可逆助力操纵系统将会产生麻烦的动态品质问题需要进一步解决。

由于飞机飞行包线不断扩大，高空、高速飞行使飞机在静稳定性剧烈增大的同时，阻尼明显变小，出现了动不稳定问题，即纵向和横侧向的短周期振荡，且不易衰减，严重地影响了飞机的操纵性能。驾驶员对这种短周期振荡来不及反应，也无法操纵，因此在飞机操纵系统中设置了增稳系统。增稳系统是用速率陀螺和加速度计测量飞机的振动模态，并使舵面产生相反的运动，以提供人工阻尼的方法，使振动很快衰减下来。这样，飞机在高空、高速或大迎角飞行时都具有良好的稳定性。通常反映飞机纵向短周期振荡的严重程度是用阻尼比 ξ 表示，要求指标 $\xi \geqslant 0.35$。反映横侧向的用横滚偏航模量比 κ 表示，要求指标 $\kappa \leqslant 3$（歼击机）或 $\kappa \leqslant 1$（重型飞机）。考虑到增稳系统一旦失效时应仍能保证飞机的正常操纵和飞行安全，因此增稳系统的操纵权限不宜太大，一般仅为全权限的 3%～6%。

增稳系统在提高飞机阻尼和动稳定性的同时，必然削弱了飞机的操纵灵敏性，从而降低了飞机的操纵性，因此发展了控制增稳系统。控制增稳系统是在增稳系统的基础上迭加来自驾驶杆的电信号，这样，它既起到增稳作用，又增加了操纵反应能力。由于增稳信号和迭加的操纵信号极性相反，因此控制增稳系统可以采用较高的反馈增益，以提高回路的阻尼，它的操纵权限可增大到全权限的 30%。为考虑安全，系统必须是多余度的。

随着电子技术和余度技术的发展，七十年代初，电传操纵（*FBW*）系统成功地替代了不可逆助力操纵系统，成为飞机飞行主操纵系统。电传操纵系统解决了复杂的机械操纵系统中存在的摩擦、间隙和弹性变形等使操纵信号难以精确传递的问题。电传操纵系统是控制增稳系统发展的必然产物，若把操纵权限全部赋予控制增稳系统，并使电信号优先于机械信号工作，就成了电传操纵系统。电传操纵完全依赖于电信号的传递，驾驶员的操纵指令通过导线装置输送到使舵面偏转的助力器（或舵机）上，驾驶杆和助力器之间的机械传动系统全用导线装置代替，就成了纯电传操纵系统（简称电传操纵系统），若该机械系统仍保留而处于备用地位，就是准电传操纵系统。电传操纵系统的采用无疑地必须要解决可靠性和余度技术问题。

电传操纵系统的出现为随控布局（*CCV*）飞机奠定了基础，电传操纵与主动控制技术（*ACT*）的应用相辅相成。这样，飞机飞行操纵系统不仅是用来操纵各操纵面实施飞机的各种飞行姿态控制，而且还可改善或提供飞机的稳定性、预防飞机进入危险的飞行状态；抑制飞机各种振动；根据需要改变飞机气动力分布和提供非常规机动等。同时，电传操纵又可与火控、推力、导航等系统交联，实现多模式的综合控制。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。

飞机飞行操纵系统通常按操纵指令的来源划分为人工飞行操纵系统（*MFCS*）和自动飞行控制系统（*AFCS*）。操纵信号是由驾驶员发出的属于前者，例如常规的、通过驾驶员控制飞机俯仰、横滚和偏航的操纵系统。操纵信号不是驾驶员的操纵信号，而是飞机本身的飞行参数信号，则属于后者，例如自动驾驶仪，用它来代替或协助驾驶员实现飞机的自动或半自动控制、或用它控制飞机对扰动的响应。

带有增稳（*SAS*）或控制增稳系统（*CAS*）的飞行操纵系统，可以改善飞机的动稳定性和操纵性，有了它，驾驶员好象驾驶一架稳定性和操纵性能良好的飞机，因此也属人工飞行操纵系统。

在人工飞行操纵系统中又有主操纵系统和辅助操纵系统之分，对飞机飞行品质影响较大的俯仰、横滚和偏航操纵系统称主操纵系统，其它如对襟翼、减速板、扰流片和变后掠机翼的操纵等称辅助操纵系统。

本书主要研究人工飞行操纵系统，并着重讨论主飞行操纵系统，简称飞行操纵系统。为研究方便起见，我们把它分成飞机操纵系统和飞行控制系统两部分叙述。

第一章　飞机操纵系统

§1-1　飞机操纵系统的设计要求和基本原理

一、飞机操纵系统的设计要求

飞机操纵系统，除应具有足够的强度和刚度、重量轻、制造简单、维护方便和操纵可靠外，还必须满足一些特殊的要求，这就是：

（一）保证驾驶员能正常操纵飞机。具体来说：

1. 驾驶员的操纵动作必须符合人的本能反映和习惯。例如，前推驾驶杆，飞机应低头；后拉驾驶杆，飞机应抬头；向左压驾驶杆，飞机应向左倾侧，向右压驾驶杆，飞机应向右倾侧；左脚蹬舵时，机头应向左转，向右蹬舵时，机头应向右转。

2. 驾驶员通过驾驶杆（或驾驶盘）可同时操纵副翼和升降舵，两舵面的偏转应保证互不干扰。即当操纵升降舵时副翼不动和当操纵副翼时升降舵不动。

3. 驾驶员的操纵杆力和杆位移要恰当。因为驾驶员除了凭身体感受飞机过载的大小，主要还靠杆力、杆位移的感受来操纵飞机。例如，平飞时驾驶杆力应随飞行速度和舵偏度增大而增大；杆力不应过重或过轻，太重操纵不动或容易疲劳；太轻易操纵过头或不易掌握。例如，跨音速飞行时应能限制或缓解飞机出现的反操纵现象。这在美国军用规范（*MIL-F-9490D*）中有规定：允许杆力平衡曲线上的凹勺（图 1.3）为：杆力减小值 $\Delta F \leqslant 49N$，每单位 M 数的杆力增量 $\Delta F/\Delta M < 981N$。

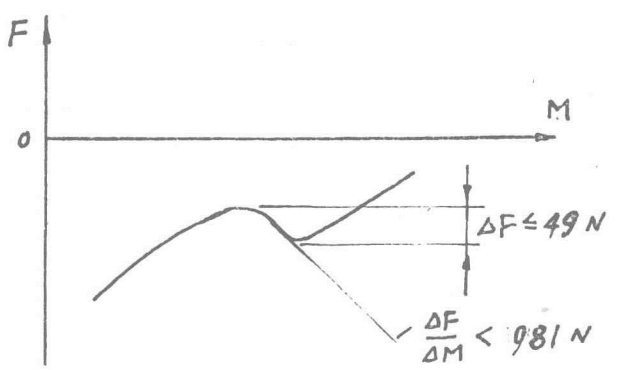


图 1.3　杆力随 M 数变化

例如，曲线飞行时，应限制单位过载的杆力或杆位移随 M 数和高度的变化不能太大，否则驾驶员无法操纵。在美国军用规范（*MIL-F-8785C*）中同样规定：改变单位法向过载所需

此为试读，需要完整PDF请访问：www.ertongbook.com

的杆力(拉力)为 15～39N。

4. 纵向、横向或航向的操纵杆力要匹配。通常按驾驶杆位移 1/4 行程时,纵向、横向操纵力的比值和航向、横向操纵力比值分别为:

$$F_z/F_x = 2 \qquad 和 \qquad F_y/F_x = 5 \sim 8$$

5. 操纵系统的启动力应在合适的范围内,以减轻驾驶员的疲劳或防止驾驶员无意识动杆。所谓启动力是指飞行中舵面开始偏转瞬时所需的杆力。启动力一般包括操纵系统的摩擦力和予加载荷等,设计时应遵循规范要求。

6. 限制操纵系统的操纵延迟。因为操纵系统的间隙和弹性变形所产生的操纵延迟,会使驾驶员感到操纵迟钝,尤其在接近地面飞机时,若操纵延迟达 0.25s,就可能会因压杆过量而造成飞机翻转的危险。一般规定操纵延迟不得超过人的反应速度(1/7s)。因此操纵系统的环节应尽量少,接头的间隙要小,死区小,系统刚度好,以保证操纵的灵敏度。

7. 具有既合适又足够的驾驶杆力和位移,以保证舵面的最大偏转角和完成飞机作各种机动的要求。例如,全动平尾的正极限偏度能满足飞机俯冲的最大负过载要求,它的负极限偏度能满足飞机爬升的正过载或起飞着陆要求、操纵系统的最大输出力应能克服最大的舵面气动铰链力矩、以及操纵系统使舵面偏转的角速度 ω 应能满足飞行员动杆后飞机迅速改变飞行姿态。

8. 操纵系统元件与其它相邻结构件之间要保持一定的间隙,以保证操纵系统在任何飞行状态下不被卡死。

(二)具有良好的动态品质

驾驶员藉操纵系统偏转舵面来控制飞机的运动,这一操纵过程实质上是一个随动控制过程。例如,飞机作平直飞行时,驾驶员是凭眼睛观察仪表或用身体感受飞机的飞行姿态,然后通过大脑与预定的飞行航迹角比较,作出判断,并依此指挥操纵系统偏转舵面,使飞机按预定的航迹飞行。反映这一操纵过程的控制回路(可参见图 2.54)的性能好坏,即常用动态性能跟随性和稳定性表征,它取决于回路中驾驶员、飞机本身以及飞行操纵系统特性三个要素。因此,操纵系统除应满足必要的静态性能外,绝不可忽视它应具良好的动态性能。

操纵系统动态性能良好,意味着驾驶员控制一架稳定的、且很听话的飞机随意飞行。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,在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。例如,操纵系统跟踪迟缓,会使战斗机失去作战良机或使飞机着陆困难。例如,在控制系统与操纵系统交联的飞机上出现力反传导致驾驶杆的回输振荡,严重干扰了驾驶员的正常操纵。例如,人—机回路中出现的"驾驶员诱发振荡"更具危险性。因此,飞行操纵系统的动态性能在飞行品质规范中有严格的要求。

二、飞机操纵系统的组成和型式

典型飞机操纵系统全图见图 1.4,它由中央操纵机构和传动系统两部分组成。驾驶员直接操纵的部分称中央操纵机构,从中央操纵机构至舵面之间的那部分线系称传动系统。

(一)中央操纵机构

中央操纵机构由手操纵和脚操纵两部分组成,其典型构造见图 1.5 和 1.6 的单座和双

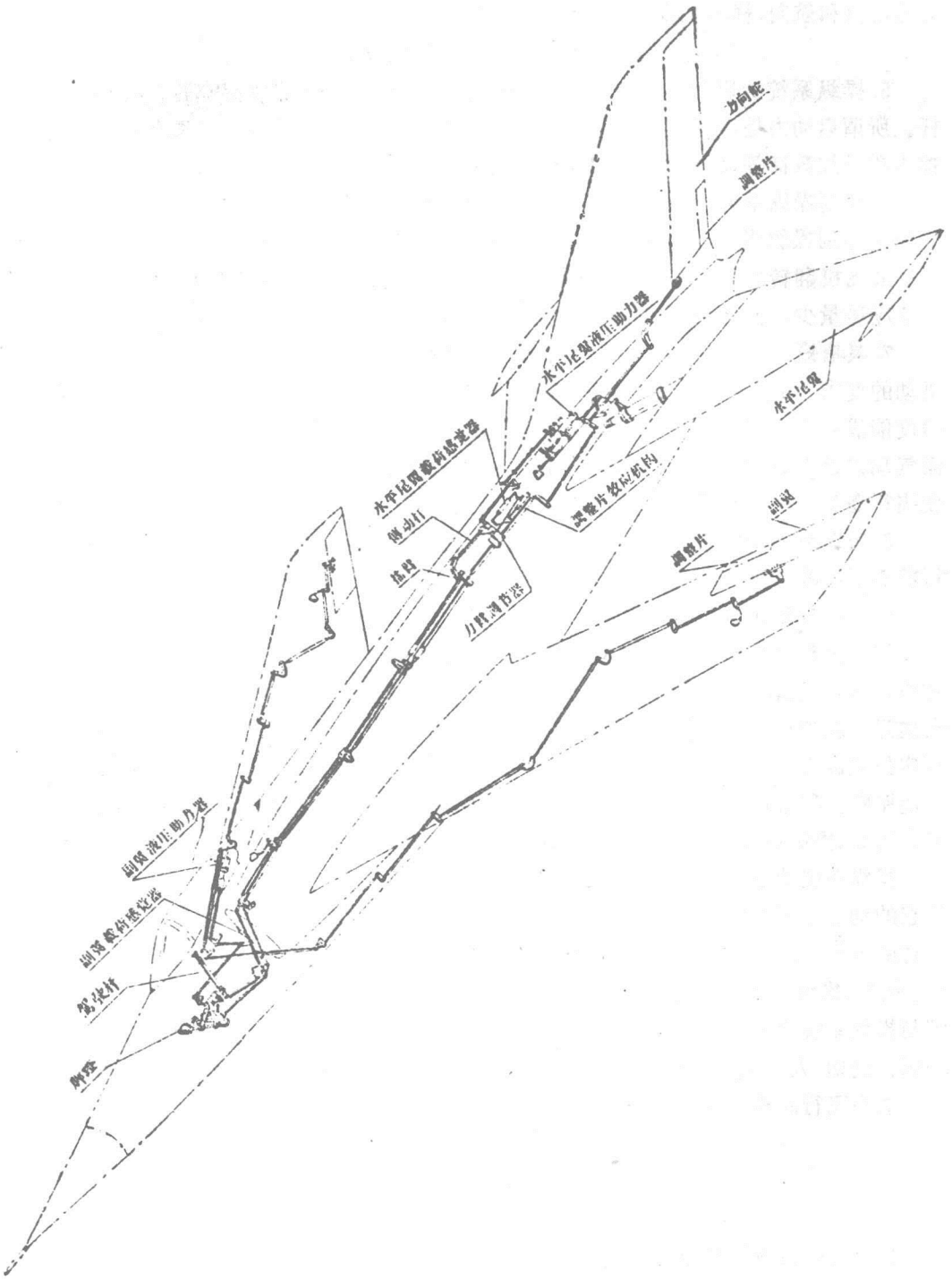


图 1.4　典型歼击机操纵系统全图

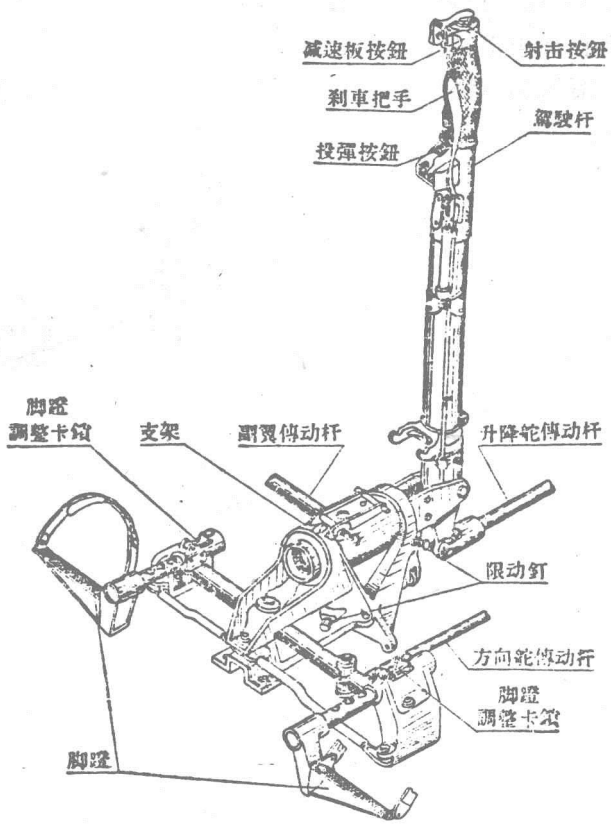


图 1.5　某型歼击机的中央操纵机构

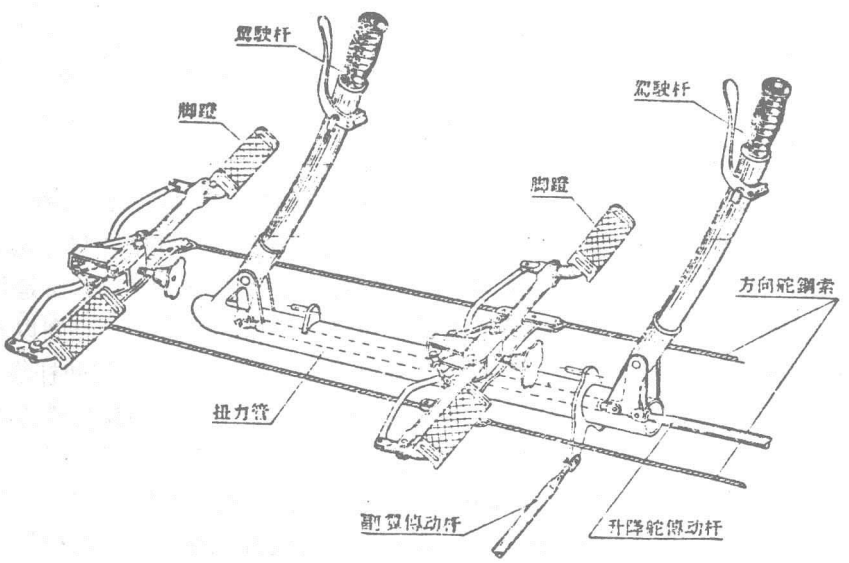


图 1.6　双座纵列式中央操纵机构

座型式。

常规的手操纵机构有驾驶杆式和驾驶盘式两种，机动性要求不高的大、中型飞机上。杆式多般用于机动性较好、要求操纵省力或助力操纵的飞机上，而盘式多般用在机动性不高的大、中型飞机上。它们保证纵、横向操纵互不干扰的原理分别见图 1.7 和图 1.8。

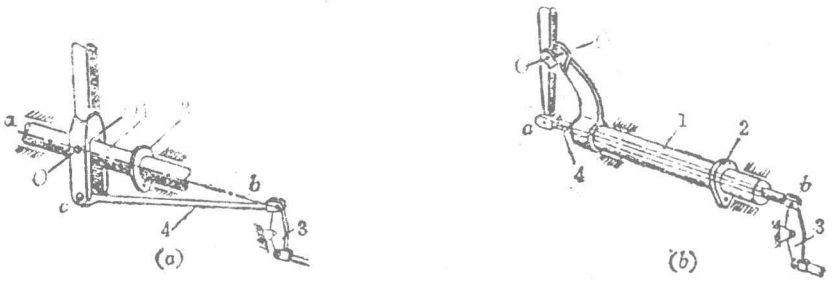


图 1.7　驾驶杆式手操纵机构

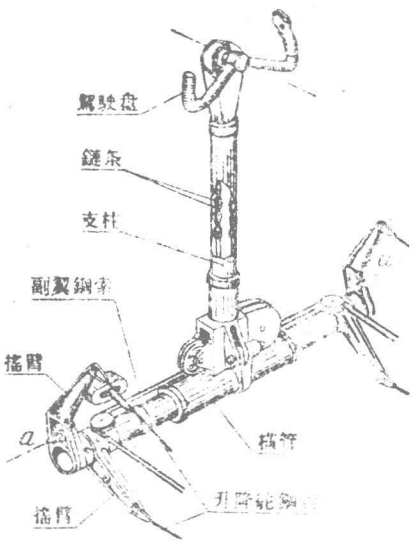


图 1.8　驾驶盘式手操纵机构

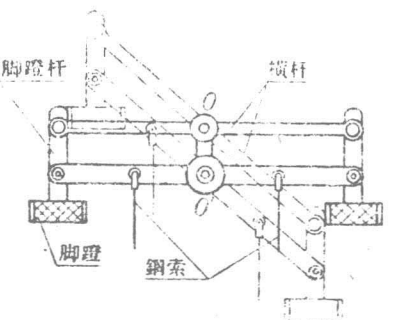


图 1.9　脚蹬平放式脚操纵机构

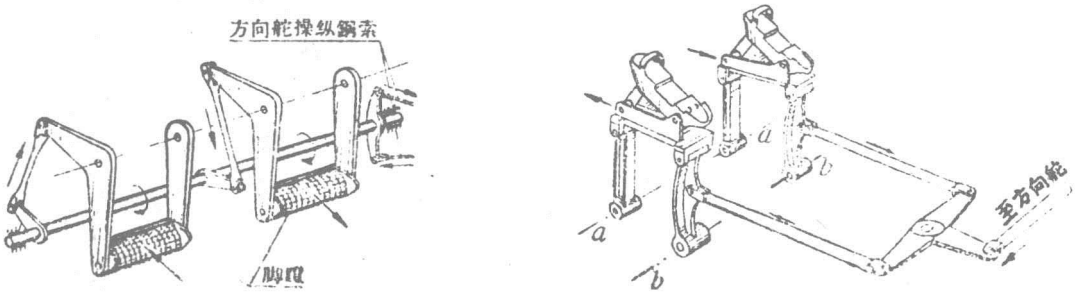
图 1.7 给出了两种可供选择的杆式结构型式。在型式(*a*)中，由于驾驶杆与传动副翼的扭力管相连于 *o* 点，且传动升降舵的拉杆 *cb* 与传动副翼的扭力管轴 *ab* 不平行，而是相交于杆 *cb* 与摇臂的交点 *b* 处。这样，当操纵驾驶杆使扭力管转动而偏转副翼时，*c* 点在以 *b* 点为顶点的锥体底面运动，因此 *b* 点并无位移，也就不传动升降舵。此外，当操纵驾驶杆绕 *o-o* 轴前后动杆而偏转升降舵时，扭力管不动，副翼也不会偏转。但构造上必须让拉杆端点 *b* 点设计成球铰，否则操纵会卡死。

与(*a*)比较，型式(*b*)的特点是传动升降舵的 *ab* 杆与传动副翼的扭力管轴在中立位置时是重合的，因此也能保证纵、横向操纵的独立性。两种型式的选择往往由座仓结构具体安排所决定。

图 1.8 盘式的纵、横向操纵独立性原理同图 1.7(*b*)型式基本相同。

现代高机动歼击机由于过载将高达 9，座椅后倾由通常的 16°～18°将增至 30°，才能适应驾驶员的操纵。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 1～2mm），只有杆力，它是靠力的感受操纵飞机的（脚蹬位移也仅十几 mm）。手臂以座椅扶手为依靠，不需要大幅度运动，便于精微准确的操纵。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飞机上已被采用。

脚操纵机构有平放式和立放式两种，在图 1.9 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位移而无转动，便于驾驶员操纵。



（a） 型式(1)　　（b） 型式(2)

图 1.10　立放式脚蹬机构

在图 1.10 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型式，左右脚蹬的动作总是协调的。

上述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，前者多与左右活动范围较大的驾驶杆式手操纵机构组合；后者则与盘式手操纵机构组合。

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，以便适应不同身材飞行员的需要。驾驶盘式手操纵机构一般装有前倾机构，当飞行员抛掉舱盖时，该机构能使立柱和盘向前倾斜，以使飞行员弹射跳伞时不受影响。

（二）传动系统

常规的传动系统有三种结构型式，由拉杆、摇臂等组成的系统称硬式传动系统，由钢索、滑轮等组成的系统称软式传动系统，两者兼而有之的称混合式。

硬式和软式传动系统（见图 1.11）的区别在于：在硬式传动中，主要靠拉杆和摇臂传力，它们的刚度大，不易变形，舵面不易引起振动，缺点是重量大、构造复杂，特别是系统通过机内装备不方便。在软式传动系统中，操纵力靠钢索张力传递，因此，必须备有两根钢索构成回路轮流受拉起作用，它的优点是重量轻、构造简单，通过性好，缺点是刚度小，钢索受力后易伸长变形，尤其受温度影响大，因此操纵灵敏性差。钢索在转弯处要绕过滑轮，摩擦大、易摩损，生存力也差。

通常根据飞机的性能、尺寸和操纵性要求的不同来选择传动系统的型式。对于机动性要求高的高速战斗机，多般选用硬式传动，而对于气动载荷较小的低速飞机或机动性要求不高

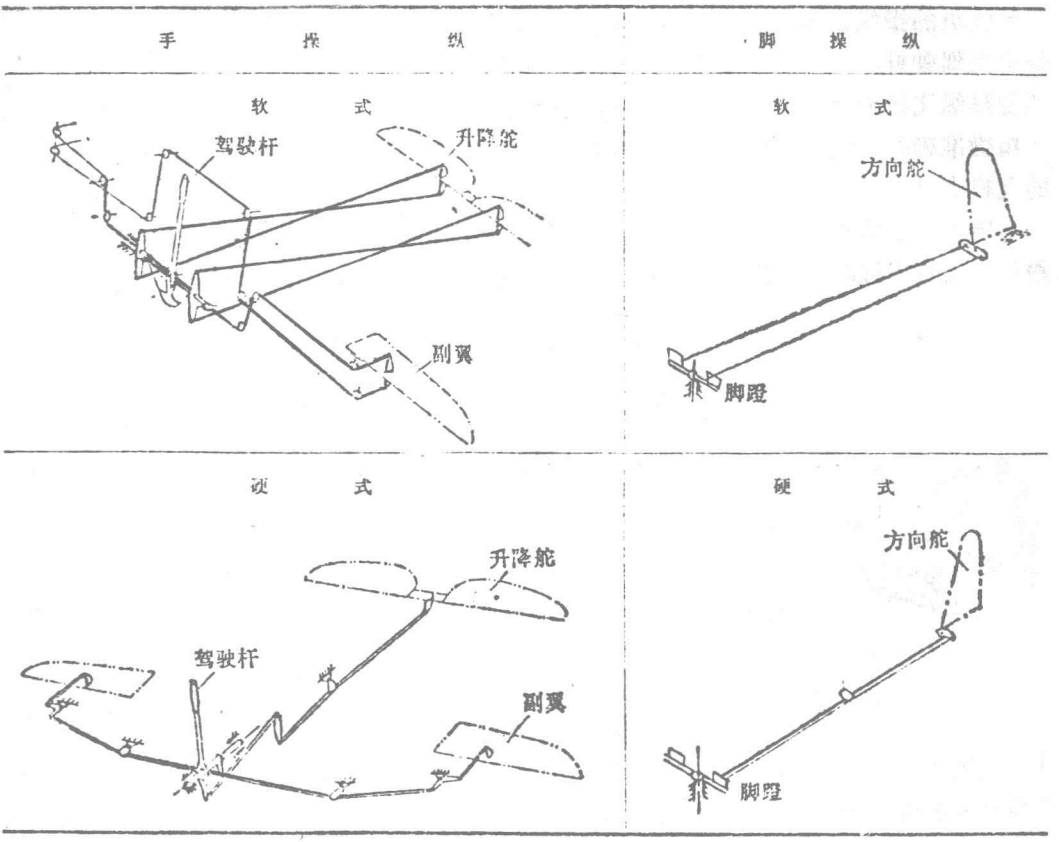


图 1.11 软式和硬式操纵系统

的运输机，采用软式传动。但也不全然，若在软式传动系统中安装张力补偿器，以弥补软式刚度小、易变形的致命弱点，那么，一些高速战斗机或大型飞机上也可采用软式操纵系统。例如 *F*-4 歼击轰炸机、波音 707 喷气客机上就采用软式传动系统。此外，有的高速歼击机，如 *F*-5，则利用这两种型式各自的优点，在副翼操纵系统中，采用了混合式，在助力器之前是软式传动，在助力器之后是硬式传动。

(三)操纵系统的主要构件

1. 拉杆和摇臂

拉杆由两端耳片接头和管材(大部分为铝管)组成，为便于系统装配，一端耳片接头多般为螺纹连接，个别通路较差部位的拉杆两端耳片接头分别为左、右螺纹，以便在系统安装时便于调节杆长。耳片接头常设计成标准件。

拉杆是受拉或压的细长构件，在设计时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

$$\sigma_{KP} = \frac{C\pi^2 E}{(l/i)^2} \tag{1.1}$$

式中 i 为剖面最小转动惯量半径和 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

此为试读，需要完整PDF请访问：www.ertongbook.com