

飞机飞行操纵系统

102 教研室



§ 2 -

南京航空学院

1985.8.

前 言

飞机飞行操纵系统是在常规的机械操纵系统基础上，加上飞行自动操纵系统的总称。随着航空科学技术的发展，自动操纵在飞机操纵系统中的采用成为必不可少的发展趋势。目前我国，飞行自动操纵系统不仅在民航机上，而且已开始歼击机上获得了愈来愈广泛的应用。

飞机飞行操纵系统的发展，将大大提高飞机的飞行操纵品质，以适应日益增长的飞行包络的需要。它已不是飞机的一个孤立的部件，而是同飞机的总体设计和自动控制系统设计紧密的连系在一起，成为飞机设计发展水平的重要标志之一。

本教材主要简述飞机飞行操纵系统的基本原理。除第一章对飞机操纵系统作简要的概述外，为叙述方便起见，后面分成飞行机械操纵系统和飞行自动操纵系统两章。论述它们的工作原理和设计计算（以及试验）方法。

本课程是一门综合的应用课程。它与“飞行力学”、“飞机结构设计”、“自动控制原理”、“计算方法和算法语言”以及“液压传动和伺服控制”等课程密切相关。编者力求从基础理论出发，着重基本概念，并尽可能结合实际应用。

本课程是飞机设计专业学生的一门选修课。通过学习将为今后从事这一领域的工作打下初步的基础。

本书是在1981年出版后再次印刷，书中仅个别地方作过修改，其它均无变动。

林 肖 芬

1985.6.



目 录



30895216

前 言

第一章 概 述	1
§ 1-1 飞机飞行操纵系统的功用及对它的要求	1
一 飞机飞行操纵系统的功用及其重要性	1
二 对飞机飞行操纵系统的要求	2
§ 1-2 飞机飞行操纵系统发展概况	5
第二章 飞机飞行机械操纵系统	11
§ 2-1 飞机机械操纵系统的型式及其传动分析	11
一 飞机机械操纵系统的组成及其工作原理	11
二 飞机操纵系统的传动系数和传动比	17
§ 2-2 飞机机械操纵系统中的附件和特殊机构	26
一 液压助力器	26
二 载荷模拟装置	39
三 调整片效应机构	42
四 力臂自动调节器	44
五 非线性机构	54
六 差动机构	58
§ 2-3 飞机操纵系统设计	60
一 飞机操纵系统设计的主要技术要求	60
二 操纵系统传动线路设计	63
三 飞机操纵系统的强度和刚度	74
四 飞机操纵系统的调试和静态参数的规定	77

第三章 飞机飞行自动操纵系统	81
§ 3-1 飞机的动态特性	81
一 飞机纵向运动方程	82
二 飞机纵向振荡分析	87
三 飞机纵向运动传递函数和频率特性	94
§ 3-2 飞机飞行自动控制系统	100
一 飞机飞行自动增稳系统的工作原理	100
二 加装自动增稳系统后操纵系统的动态特性	108
三 增稳和控制增稳系统、电传操纵	123
§ 3-3 飞机增稳系统中的主要部件	132
一 角速度陀螺仪	132
二 速压传感器	136
三 液压舵机	137
四 电液复合舵机	146
§ 3-4 飞机飞行操纵系统的动态品质的评定	151
一 飞机飞行操纵系统的动态品质	151
二 飞机飞行操纵系统的动态品质计算	154
三 飞机飞行操纵系统模拟试验	175
§ 3-5 飞机飞行操纵系统实例	178

第一章 概 述

§ 1-1 飞机飞行操纵系统的功用和对它的要求

一、飞机飞行操纵系统的功用及其重要性

飞机为完成既定的战斗任务，需要作各种姿态的飞行，包括起飞、着陆、各种特技及稳定瞄准射击投弹等。它是依靠偏转飞机的舵面或调正片使飞机绕其横轴、纵轴或立轴旋转来实现的。飞机的飞行操纵系统就是用来供飞行员操纵飞机的付翼、全动平尾（升降舵）和方向舵或其它可动舵面，实现飞机的横向、纵向和航向运动，无论在有人驾驶或无人驾驶的自动飞行情况下，均能使飞机改变或保持飞机的飞行姿态。换句话说，飞机飞行操纵系统的基本职能，就是通过操纵力（或位移）把飞行员的“操纵指令”传给舵面，从而控制飞机的运动。操纵系统则是指令和力的“传导媒介”。

飞行操纵系统是飞机的重要组成部分，它与整架飞机的设计关系极为密切。飞行操纵系统设计得是否合理而可靠，性能是否良好，直接影响飞机飞行性能的发挥，对飞行员能否准确如意地驾驶飞机，能否机动灵活地歼灭敌机完成战斗任务关系极大。如果飞机不听飞行员使唤，或难以控制，就会使飞行员无法准确地操纵飞机，尤其是当飞机进入战斗时，就会延误战机，甚至危及安全，造成机毁人亡的事故。在目前的高速战斗机及大型飞机上，都陆续加装了各种必要的操纵附件和自动器，它们的性能不好或与操纵系统匹配关系不好，甚至发生故障，都可能会带来严重恶果，这在飞行史上是累见不鲜的。

例如，由于液压助力器与操纵系统的参数匹配不当而引起飞机的纵向飘摆；由于液压助力器支承刚度不符合要求而引起平尾的激烈抖动，由于自动增稳器与操纵系统交联不妥而引起驾驶杆上的非周期振荡或

飞机的持续振荡；更严重的是由于附件愈多，故障率就愈高，从而引起操纵失灵等等。这些都会使飞行员难以甚至根本无法操纵飞机。因此，飞行操纵系统的设计是完成整架飞机设计的极其重要的一环，我们必须以高度严肃和认真负责的态度从事飞行操纵系统的研究和设计工作。

三 对飞机飞行操纵系统的要求

飞机的飞行操纵系统同飞机的其它部件一样，作为一个结构受力系统，它应具有足够的强度和刚度，工艺简单、重量轻和使用维护方便。作为控制飞机运动的操纵系统，十分重要的是使飞机在整个飞行包络内都能满足飞行员正常操纵的要求和安全可靠的要求。

对于安全可靠性方面。现代飞机的飞行操纵系统一般都备有二套以上的系统，如机械操纵系统中为防止液压助力器一旦损坏至使操纵失灵而备有应急电动助力器，使飞机仍能安全返航。如电传操纵就采用了多余度电路系统等。

在满足飞机在整个飞行包络内都能正常操纵飞机方面，大致可包括以下两方面要求。

1. 飞行操纵系统应便于飞行员的操纵，使飞行员具有合适的杆力和杆位移感觉。为此操纵系统应做到：

(1) 飞行员的操纵动作必须符合人的生活习惯和正常感觉。例如，操纵升降舵时，前推驾驶杆，飞机应低头，后拉驾驶杆，飞机应抬头；操纵付翼时，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；操纵方向舵时，左脚蹬舵时，飞机应向左转弯，右脚蹬舵时，飞机应向右转弯。这些规定对减少驾驶错误和训练飞行员都是必要的。

(2) 操纵各舵面时，应互不干扰，飞行员通过一根驾驶杆即可操纵付翼，又可操纵升降舵，也可同时操纵，但此时舵面的偏转互不影响。

(3) 具有合适的杆力、杆位移感觉。因为飞行员在操纵飞机时，除了通过座舱内各种仪表了解飞机的飞行姿态外，还直接通过驾驶杆力、杆位移和身体上所感受到的过载大小来感受飞机的飞行姿态变化，飞行员希望平飞时速度大，杆力大，速度小，杆力也小，但杆力不能过重或过轻，过重了操纵不动，过轻了容易操纵过头，因此杆力、杆位移一定要恰当。

曲线飞行时，不同的飞行高度和速度下，飞行员的驾驶技术应一致。也就是作同一机动过载所需的舵偏度或飞行员用杆量应大致相同，如果变化很大，飞行员就很难操纵。因此，改变同一过载所需施加的杆力杆位移应符合飞行员的操纵习惯，而不应受气动力特性随飞行状态变化的影响。

2. 飞行操纵系统应具有良好的动态品质

飞行员操纵飞机实际上是一个自动调节的过程。例如，我们看一下飞机受外界扰动（如垂直向上气流作用）后，是如何保持水平直线飞行的？首先当飞行员观察到地平仪上“飞机”已抬头，俯仰角增大 $\Delta \theta$ 时，便推杆使平尾前缘上偏 $\Delta \varphi$ （图 1-1），在气动恢复力矩作用下，俯仰角逐渐回到原位 θ_0 ，同时飞行员也逐渐回收驾驶杆当 $\theta = \theta_0$ ， $\varphi = \varphi_0$ 时，飞机就回复到原平直飞行状态。可见，飞行员操纵飞机的过程是用眼睛观察仪表，通过大脑比较判断及手操纵驾驶杆使舵面偏转，从而不断改变飞机航迹角。这一操纵过程可用图 1-2 方块图表示。这里，大脑起了比较实际的与预期的俯仰角的作用，执行机构按俯仰角偏差的大小和方向偏转舵面，最后使偏差逐渐减少。

到零。这就是飞行员操纵飞机的自动调节过程，而人一操纵系统—飞机则组成一个闭环的自动调节系统。

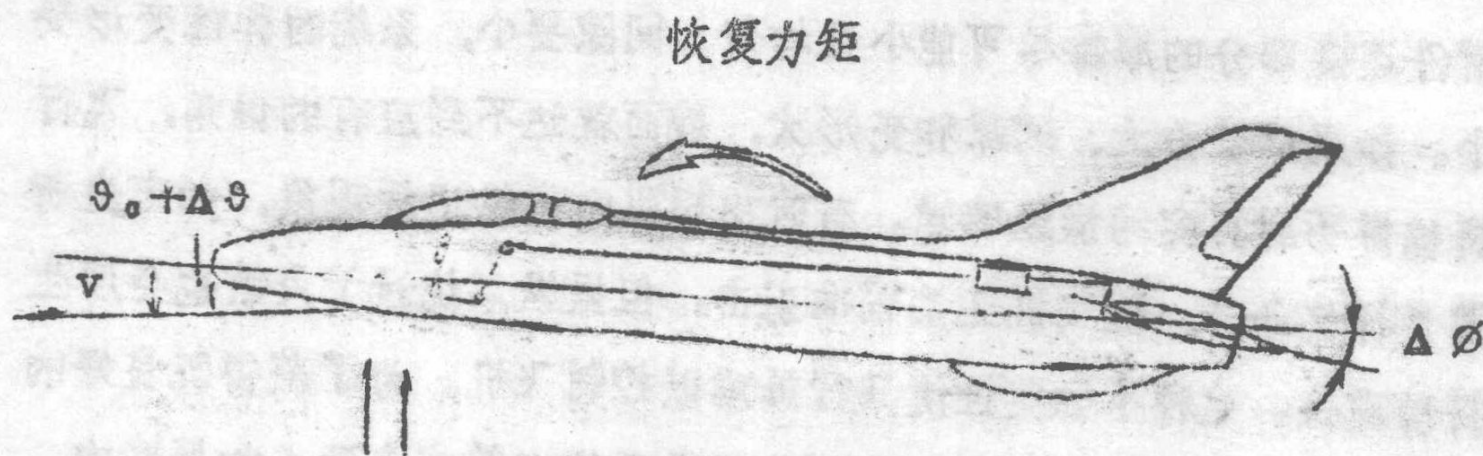


图 1—1 飞机受干扰后的操纵过程

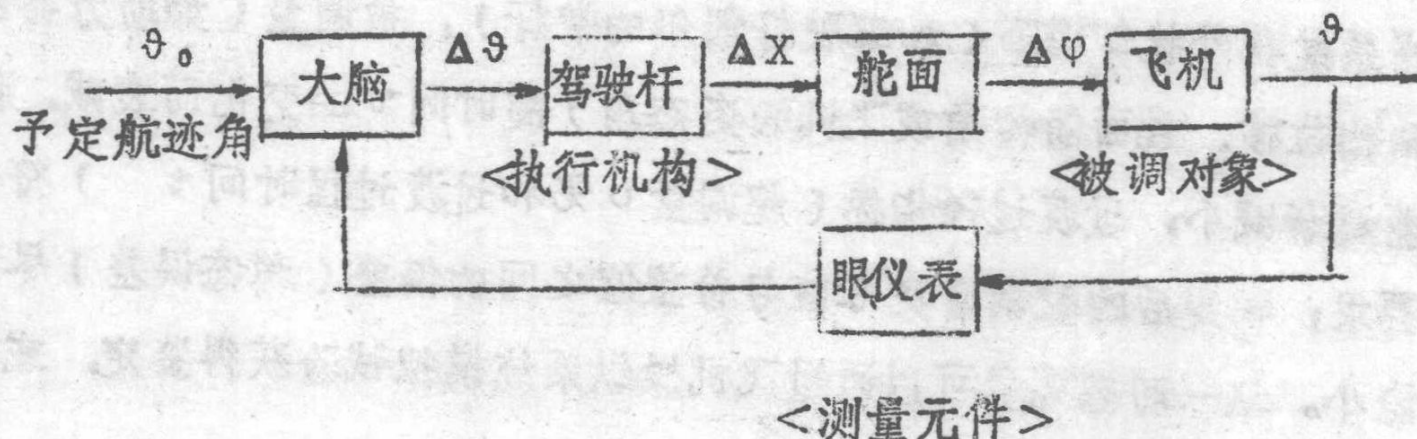


图 1—2 飞行员操纵飞机的系统方块图

我们知道，一个按负反馈原理工作的自动调节系统，应该具有稳定性、过渡过程品质和稳态误差的要求，对于有人驾驶飞机或无人驾驶飞机，同样应具备这些要求。换言之，系统应具有良好的稳定性和跟随性（灵敏性），也就是当飞行员操纵驾驶杆后，飞机应迅速而准确地改变成所要求的飞行姿态。

具有良好的稳定性和跟随性具体地反映在系统静态参数及其匹配

关系和动态性两方面。

一般飞机的动作总要落后于飞行员的操纵动作。这之间有一个反应时差，即所谓迟后。为迅速准确地操纵飞机，要求操纵系统及其各附件连接部分的摩擦尽可能小且均匀、间隙要小。系统的弹性变形要小。如果摩擦力大、间隙和变形大，舵面就达不到应有的偏角，飞行员也得不到真实的操纵感觉。有时出现纵向操纵迟缓现象，如产生所谓“杆皮条”，使飞机无法瞄准射击。但操纵系统过于灵敏也会产生抖动现象。这种不稳定性使飞行员难以控制飞机。为了获得既良好的稳定性又合适的跟随性，必须要使操纵系统各静态参数（如摩擦力、启动力、间隙、刚度等）和各附件的参数及其相互间的关系匹配好。

飞行操纵系统应具有动态品质，同自动调节系统的要求一样。当系统在外扰作用下（如驾驶杆偶尔的带杆），被调量（如助力器的输出位移、舵面偏转角或飞机的姿态角）随时间 t 的变化而衰减，偏差逐渐减小；过渡过程指标（超调量 $\sigma\%$ 和过渡过程时间 t ）符合要求；稳定后的被调量实际值与希望值之间的偏差（稳态误差）尽可能小。这一动态要求可以通过飞机操纵系统模拟试验获得鉴定，或用计算的方法求得结果。

§ 1-2 飞机飞行操纵系统的发展概况

自从第一架飞机上天起，飞机的飞行操纵系统就随之诞生。

早期飞机的操纵系统只是由简单的机械杆系、摇臂或钢索、滑轮组成。飞行员通过驾驶杆和机械传动线系直接操纵舵面，这时驾驶杆力、杆位移及其速度、方向均与舵面偏转一一对应。而作用到舵面上的气动力通过传动杆系又反应到驾驶杆上，使飞行员通过驾驶杆力和位移的大小来感觉并控制舵面的偏转和飞机的运动。

以后飞行速度增大，舵面铰链力矩增加，依靠飞行员体力很难操

纵舵面。因此在低速飞机或大型客机、轰炸机的气动力型式上，采用了如舵面带轴式补偿或内补偿以及直接操纵调正片来实现对舵面的偏转等气动助力操纵型式，以减小驾驶杆力。

飞行速度和高度的进一步提高，五十年代和六十年代出现了超音速飞机，飞机的气动力特性发生了急剧的变化，由此促进了飞机操纵系统的发展。

当飞机进入跨音速或超音速飞行后，由于气动力特性的变化对飞机操纵系统带来的问题大致可归纳为如下三方面：

1. 大M数飞行舵面效率下降。当纵向采用全动平尾后，不仅舵面铰链力矩增大，驾驶杆力剧增，使飞行员单凭体力无法操纵舵面。而且在亚音速至超音速的变化过程中，气动铰链力矩反向，飞行员难以操纵舵面。

2. 跨音速飞行时，由于机翼压力中心后移，飞机会产生自动下俯现象引起杆力（位移）反向。如图1-3所示，在 $M=0.9\sim 0.98$ 时，舵偏度出现变化规律相反的“凹勺”，这种速度不稳定现象即所谓反操纵现象，在跨音速阶段是必然出现的，因此飞机在平飞时，如加速本应产生正偏角（前缘向上），驾驶杆前推，但跨音速阶段却产生负偏角，驾驶杆则要后拉，这种不符合飞行员操纵习惯的反常现象会对操纵带来极大的困难，使飞行员也得不到真实的力的感觉。

3. 曲线飞行时，舵偏度随过载的变化率 $\frac{\Delta\varphi}{\Delta n_y}$ 随M数和高度的变化很大，如图1-4所示，低速时， $\frac{\Delta\varphi}{\Delta n_y}$ 随M数增大而减小，跨音速时， $\frac{\Delta\varphi}{\Delta n_y}$ 随M数增大而增大，超音速时， $\frac{\Delta\varphi}{\Delta n_y}$ 却没有变化；

高度的变化。在同一M数下 $\frac{\Delta\phi}{\Delta n_y}$ 随高度增大而增大。这样，随着飞机包络的扩大，驾驶杆力、杆位移随H、M的变化就很大。如某机当

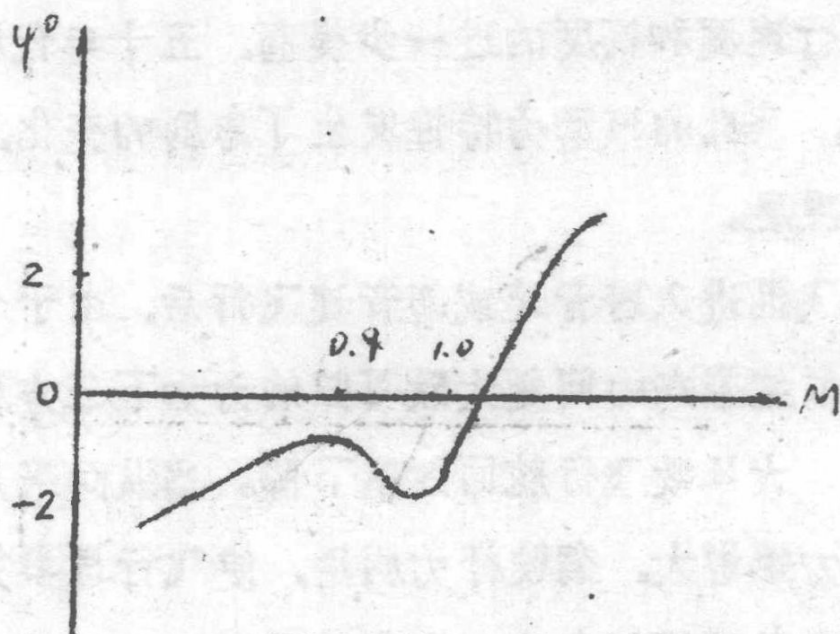


图 1-3 平飞时平尾偏角随M数的变化

M=0.62时, $\frac{\Delta\phi}{\Delta n_y} = -7^\circ$; 当M=0.95时, $\frac{\Delta\phi}{\Delta n_y} = -1.6^\circ$.

相应地驾驶杆位移就相差很悬殊。而驾驶杆力在高空低速和高速低空时比较，相差约十倍。这样所造成的驾驶杆技术的极不一致性，使飞行员难以操纵，在战斗中会损失机动性，飞机的性能也得不到充分的发挥。

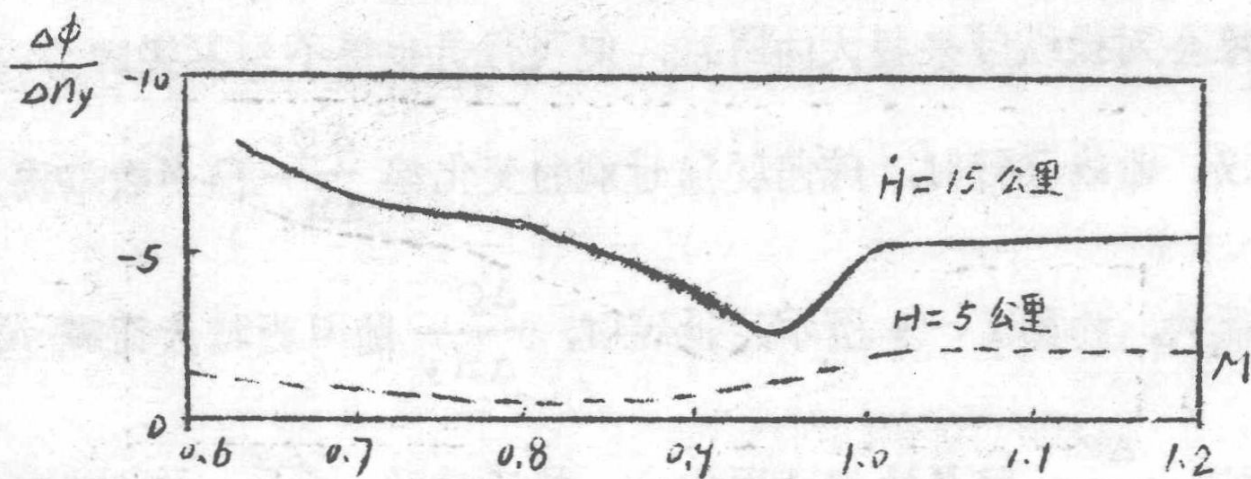


图 1-4 $\frac{\Delta\phi}{\Delta n_y}$ 随M数的变化

因此，现代战斗机或一些大型飞机的操纵系统中，引进了功率放大装置—液压助力器，及为适应气动特性的变化而增设的相应附件，由此形成了机械式助力操纵系统。

典型的现代歼击机纵向操纵系统如图2—1和图2—12所示。它是在原有的机械杆系基础上，加装了液压助力器、人工感觉模拟器、力臂自动调节器和调整片效应机构等。整个纵向系统是一个无回力助力操纵系统。

其中液压助力器是利用高压液体能量来带动舵面运动的原理，使作用在舵面上的气动载荷部分或全部被克服。人工感觉模拟器（弹簧载荷模拟器）是利用弹簧的张力特性，人工地模拟杆力，使飞行员操纵驾驶杆时，能得到合适的力的感觉。调整片效应机构是用来代替调整片的功能起力的配平作用。力臂自动调节器是一个可自动改变操纵系统位移特性的变传动比机构，以解决舵偏度随过载的变化率 $\frac{\Delta \phi}{\Delta n_y}$

随 M 数变化大而造成驾驶技术不一致的矛盾。当液压助力器发生故障或液压系统压力过低时，可接通电路系统。由应急电动助力器代替液压助力器带动舵面偏转。这样一个无回力的助力操纵系统，作用在舵面上的气动力全部由液压助力器克服，而飞行员通过载荷模拟器以及过载来感受舵面的偏转和飞机的运动，从而可以正常地操纵飞机。

随着飞行速度和高度的增大，为了延伸飞行包线，仅靠飞机自身固有的稳定性已不能满足要求，在现代的一些战斗机上，逐渐都备有飞行自动控制系统。飞机机械操纵系统和飞行自动控制系统的有机结合，形成了有效的飞行操纵系统。

最初，一般是飞机设计出来之后发现飞行品质上的重大缺陷再加装自动器的，这时自动器与机械操纵系统是分开的，飞行自动器仅处

于辅助地位。七十年代电子技术、余度技术迅速发展，电传操纵陆续出现，使飞机机动能力得到充分的发挥。在电传操纵的基础上，随控布局技术得到了应用，这样，促进了飞机布局的重大革新，飞行自动控制系统出现了主动控制的作用，飞行操纵系统内容也发生了巨大的变化。

飞行自动控制系统可分为自动增稳系统和自动驾驶仪系统两大类，以及它们两者的结合增稳—驾驶仪系统。

早期的自动增稳系统 (SAS—Augment Stability System) 是简单的单轴阻尼器 (Damper)。飞行操纵系统中装阻尼器后，可以减缓由于飞机阻尼减小而引起的角速度强烈振荡现象，从而增加飞机的阻尼率，自动保持飞机的稳定性，这对一般的战斗机来说：如在轰炸、瞄准射击时，自动稳定飞机、减小飞行员疲劳、提高射击精度都是十分重要的。

自动增稳系统除了具有阻尼器的一般功能外，还可以增大飞机的静安定性，以适应飞机大迎角飞机时纵向静安定性下降甚至静不安定而使飞行员无法操纵，加装自动增稳系统后，无论在操纵或外扰情况下，都能增大飞机阻尼和静安定性，它是一种用人工增大飞机稳定性以帮助飞行员操纵的有效方法。

自动增稳系统由于阻尼率和静安定性的增加，必然要在一定程度上削弱飞机操纵反应的灵敏度，从而降低飞行性能，这样，又发展了控制增稳系统 (CAS—Control Augment Stability System)，它既能起到增稳作用，又能增加操纵反应的能力，它是一种克服操纵性和稳定性之间矛盾从而增加飞机操纵性和稳定性的系统。

无论增稳系统或控制增稳系统，即使具有很高的增稳性能，毕竟不能直接稳定姿态角，保持飞机的精确飞行，自动驾驶仪 (Autopilot) 却可以实现自动稳定飞机姿态角、保持原飞行状态。自动驾驶仪功能的进一步扩大，并与自动增稳系统或控制增稳系统相结合，组成一个复杂的飞行控制系统，即增稳—自动驾驶仪系统 (Augment Stability-Autopilot)，它不仅可以稳定飞机，还可以作如完成飞机的自动改平、俯仰角、倾斜角和航向角的保持、高度保持以及自动着陆等。

在控制增稳系统基础上发展的电传操纵 (FBW - Flight By Wire) 是完全赖于电讯号传力的，飞行员的操纵指令仅通过电线输送到克服舵面气动力矩的助力器或舵机上，它把驾驶杆和助力器之间的机械联动装置完全用电线所代替。电传操纵系统比机械操纵系统显示出许多优点，由于它完全赖于电信号工作，因此便于与自动控制系统的结合，便于随控布局技术的应用，具有广阔的发展前途。

飞行自动控制系统目前应用十分广泛。如美国 F-100 系列 M 数 1 的超音速战斗机上都备有功能比较完善的自动增稳系统，M 数 2 以上的战斗机也都广泛采用控制增稳系统。苏联在自动器的应用上比较迟，米格 21 改型及其以后的机种才陆续采用自动增稳系统。电传操纵如在美国的最新式飞机 F-16 战斗机以及协和号、幻影 III、狂风号等都得到了成功的应用。我国在自行设计的战斗机上亦已采用了自动增稳系统，飞行操纵系统的研究和发展已出现了崭新的面貌。

第二章 飞机飞行机械操纵系统

§ 2-1 飞机机械操纵系统的型式及其传动分析

一、飞机机械操纵系统的组成及其工作原理

通常用来操纵平尾、付翼和方向舵的飞机主操纵系统由中央操纵机构和传动系统两部分组成。图 2-1 为某机操纵系统布置全图。

1. 中央操纵机构

用来操纵平尾和付翼的手操纵机构通常有驾驶杆和驾驶盘两种型式。图 2-2 是一种手操纵机构的原理图（驾驶杆式）。

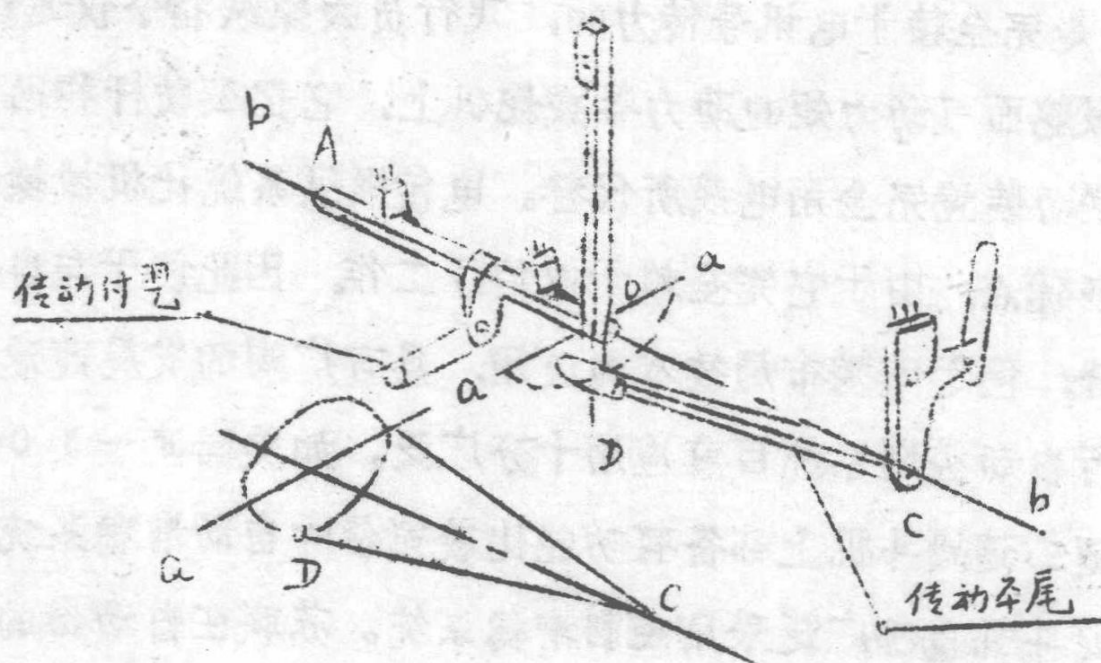


图 2-2 手操纵机构原理

由图可知，用同一驾驶杆可以分别操纵平尾和付翼而互不干扰。因为当前推或后拉驾驶杆绕 $a-a$ 轴转动时，通过拉杆 DC 传动平尾。而由于驾驶杆与扭力管 OA 铰接于 O 点，使扭力管并不转动，也就不会传动付翼。当左右压杆时，除了扭力管转动而传动付翼外，驾驶杆

端点D还要带动拉杆DC绕C点左右摆动，因为交点C是在扭力管轴线b-b上。因此拉杆DC左右摆动是以b-b为中心轴，C点为顶点的锥面运动，这样，C点就没有前后移动，也就不会传动平尾。

由此可见，保证平尾和付翼操纵的独立性的必要条件是：第一，拉杆端点C必须在b-b轴线上；轴线a-a必须垂直轴线b-b，且驾驶杆OD必须垂直b-b。

用来操纵方向舵的脚蹬如图2-3(a)所示。由图可知，由于脚蹬前后运动构成了二个平行四边形机构的平移运动，因此保证了脚蹬只有平移而没有转动，便于飞行员操纵。

2 传动系统

(1) 传动系统的型式与选择

按组成传动系统的元件种类分为硬式、软式和混合式。由拉杆、摇臂、支座组成了硬式传动系统，拉杆和摇臂既是传动件，又是受力件，摇臂不仅支持拉杆，而且可以改变传动方向及力（和

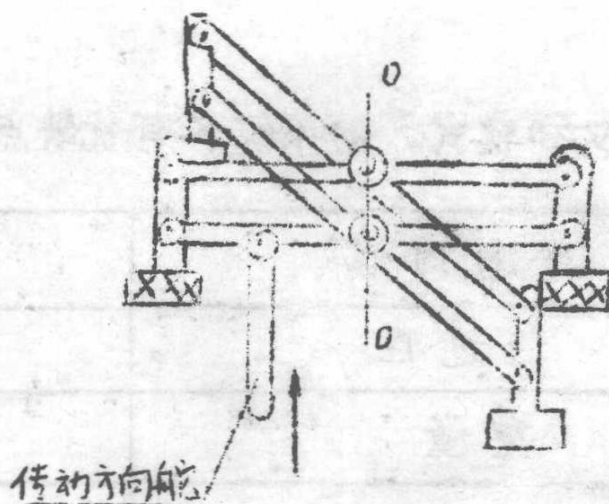


图2-3(a)脚蹬机构原理

位移)的大小。由钢索、滑轮、支座组成了软式传动系统。

图2-3(b)和(c)给出了拉杆和各种摇臂的构造图。

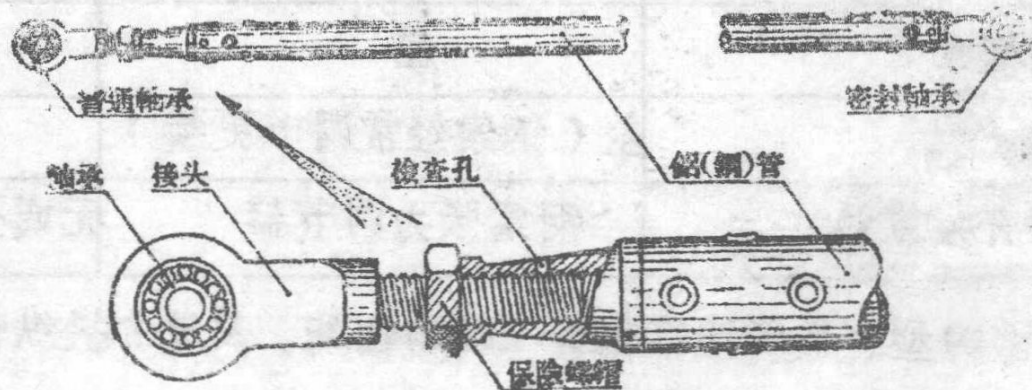
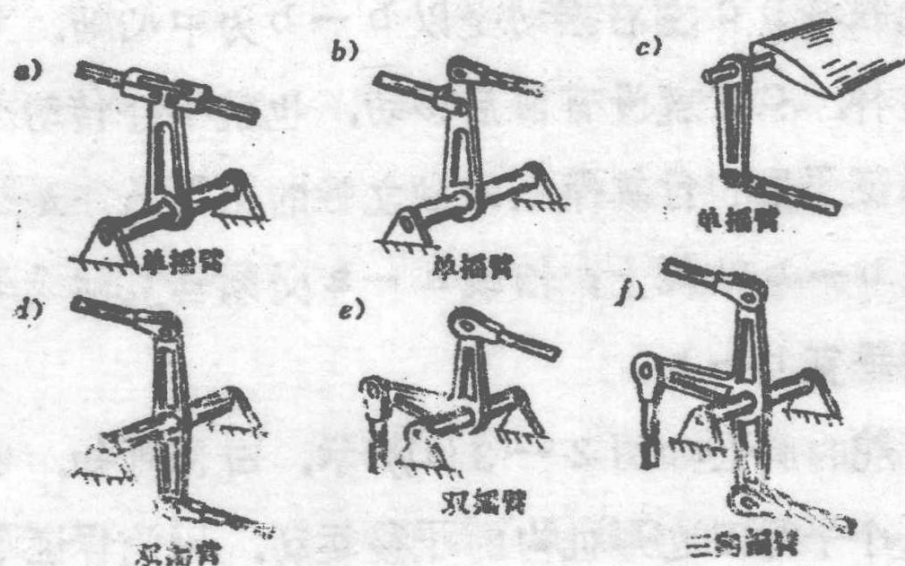


图2-3(b)传动杆



硬式和软式传动系统各有优缺点，现列表比较如下：

	对比内容		软 式	硬 式
1	通过性		好	差
2	重量		轻	重
3	系	构造变形(钢索本身)	2 / 1000	无
	统	温度变形	大	小
	变	弹性变形	大	小
	形	塑性变形	2 / 1000	小
4	摩擦		大	小
5	跟随性		差	好
6	维护性		差(钢索经常调节更换)	好
7	变形补偿方法		钢索张力调节器	无或不理想

传动系统的型式选择通常根据飞机的性能、尺寸和操纵性要求的不同选择。对于机动性要求较高的飞机，例如歼击机，操纵系统应具有