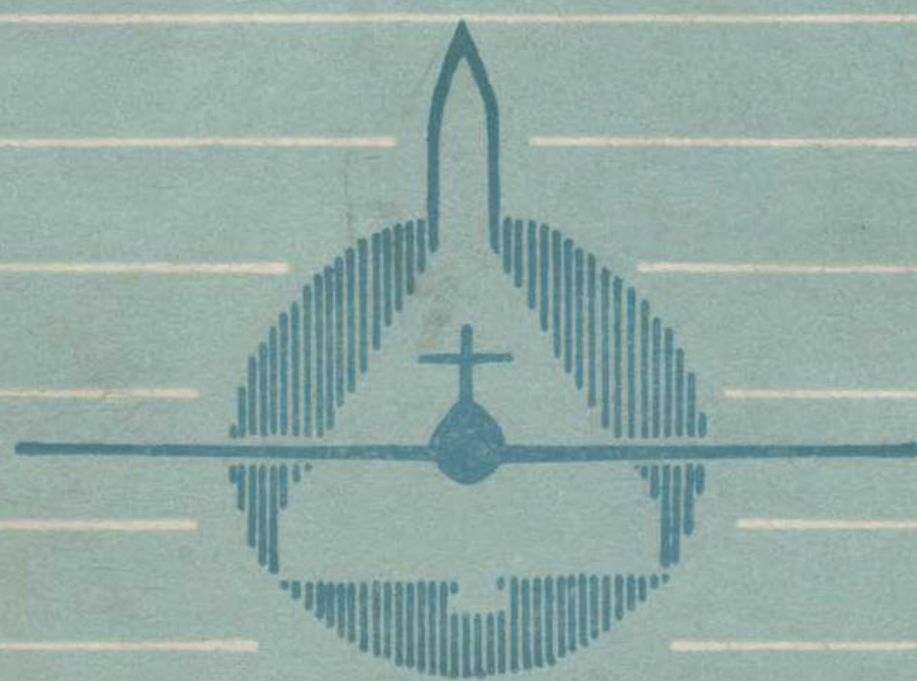


飞行自动控制系统

(下 册)

肖 顺 达 主 编



國防工業出版社

飞行自动控制系统

(下 册)

肖 顺 达 主 编

国防工业出版社

内 容 简 介

上册介绍飞机的静动态特性,本册介绍飞行自动器的伺服回路——舵回路及飞行自动控制系统的各种子系统,包括阻尼系统、控制增稳系统、飞机姿态角自动控制系统及线运动的自动控制系统。除了介绍它们的工作原理、控制规律与方块图外,还对系统进行了分析和模拟研究。最后介绍飞行自动控制系统参数的选择方法。各章以介绍原理为主,并以A、B、C型自动驾驶仪和D、E型飞行自动控制系统为例进行分析对比。书中附有各种飞行自动控制系统的根轨迹、对数频率特性、模拟曲线及部分试飞记录曲线。各章后附有习题。本书可供航空工业院校和空军、民航有关院校飞行自动控制专业作教材,也可供有关工程技术人员阅读。

飞行自动控制系统

(下 册)

肖 顺 达 主 编

*

国防工业出版社 出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₁₆ 印张 21³/₄ 505 千字

1982年12月第一版 1982年12月第一次印刷 印数: 0,001—1,500册

统一书号: 15034·2477 定价: 2.25元

前 言

本册在概述中介绍了飞行自动控制系统的主要组成部分及对系统的(战术)技术要求。在第五章中讲述了推动操纵面的执行机构——舵机的工作原理、舵回路的原理与特性分析。

第六、七、八三章分别讲述了阻尼系统与控制增稳系统、姿态角自动控制系统、线运动自动控制系统。在这三章中分别讲述这三种系统的工作原理、控制规律及实现控制规律的原理方块图、利用根轨迹法与对数频率法等对系统进行分析,并通过模拟试验结果说明系统在各种不同的扰动条件下的动态响应。书中还结合飞机的动特性与控制规律来分析模拟曲线中各变量过渡过程之间的因果关系。这样作的目的是为了加深对各种控制规律条件下飞机飞行自动控制系统的静、动态特性的物理现象的认识。在上述各章中无论是介绍工作原理,还是进行分析时,都以A、B、C型自动驾驶仪和D、E型飞行自动控制系统为实例。也涉及英国三叉戟飞机的自动油门系统以及美国F-8C CCV试验机的部分飞行自动控制系统。

第九章讲述飞行自动控制系统参数选择方法。其中§1、§2主要介绍利用古典控制理论与模拟调试相结合以选择参数的方法。§1讲述单通道飞行自动控制系统选参方法,§2讲述选参时如何考虑各通道之间的交联影响,包括侧向两通道的交联、纵向两通道的交联及纵侧向的交联等。§3简要介绍用最佳控制理论选择飞行自动控制系统参数的两个例子。第九章共举了十二种例子。

为便于读者深入掌握本册内容,在各章末列有若干习题。

书末列有附录V~XV以供参考。

编写过程中,第五章和附录V、VI、VII由田荫珊同志执笔,附录XV由申学仁同志执笔,书中大多数根轨迹由申学仁同志通过数字计算机算出。第五、九章及附录V~XV的收尾阶段由金西岳同志协助整理并进行部分修改。教研室系统组同志对本书进行了仔细校阅,提出许多改进意见。同时,还得到了各有关单位工程技术人员的大力支持,并参阅了有关资料。特别值得提出的是承南京航空学院郭锁凤同志主审,北京航空学院冯毓江同志及王行仁同志再次审校,提出了许多中肯的、宝贵的意见,特在此一一致谢。

由于编者水平所限,书中难免会有不少错误与不当之处,望读者指正。

编 者

目 录

概述	1
第五章 舵机和舵回路	4
§ 1 舵机与飞机操纵系统的联接方式简介	4
§ 2 舵机	13
§ 3 舵回路分析	34
第六章 飞机-阻尼系统、飞机-增稳阻尼系统以及飞机-控制增稳阻尼系统	61
§ 1 飞机-倾斜阻尼系统和飞机-倾斜控制阻尼系统	61
§ 2 飞机-偏航阻尼系统、增稳阻尼系统及偏航控制增稳阻尼系统	74
§ 3 飞机-纵向阻尼系统及飞机-纵向控制增稳阻尼系统	84
第七章 姿态角自动控制系统	109
§ 1 控制原理	109
§ 2 侧向自动稳定的控制规律及工作原理	120
§ 3 转弯（侧向）的控制规律及工作原理	145
§ 4 飞机纵向角运动的稳定与控制	160
第八章 线运动的自动控制	185
§ 1 高度的稳定与控制	185
§ 2 速度及M数自动控制系统	205
§ 3 侧向偏离自动控制简介	231
第九章 飞行自动控制系统参数选择方法	242
§ 1 单通道飞行自动控制器参数的选择	243
§ 2 飞行自动控制系统各通道的交联	263
* § 3 用最佳控制理论选择飞行自动控制系统参数的方法简介	288
附录	299
附录 V A型自动驾驶仪局部电路图及简要说明	299
附录 VI B型自动驾驶仪局部电路图及简要说明	300
附录 VII C型自动驾驶仪局部电路图及简要说明	300
附录 VIII 两种列线图	304
附录 IX 按第九章 § 1 第一段的方法选参后俯仰角自动控制系统的模拟曲线	311
附录 X 关于法向过载问题	312
附录 XI $-\sigma$ 伯德图 $L(-\sigma)$	314
附录 XII 积分式侧向自动驾驶仪的两个性质	314
附录 XIII 积分式自动驾驶仪侧向参数选择初步完成后的模拟曲线	329
附录 XIV 自动驾驶仪某些参数的参考数据	332
附录 XV 求根轨迹的数字计算机FORTRAN语言程序	334
参考文献	340

概 述

本书上册已介绍过飞机的运动参数是三个角速度、三个姿态角、两个气流角、两个线位置 H 、 Z 及一个线速度 V 。飞行自动控制的作用，就是对上述参数的部分或全部进行自动控制。根据需要有时也可以控制与速度 V 和迎角 α 有关的 M 数及法向过载 n_y 等。所有飞行自动控制系统，也像其它一切自动控制系统一样，除被控制的对象——飞机外，就是自动控制器，后者的基本组成部分包括：

测量元件——敏感元件，它是测量飞机运动参数的元件。例如：测量角速度的速率陀螺；测量俯仰角、倾斜角及偏航角的垂直陀螺仪和航向陀螺仪等。

信息处理元件——把各种敏感元件的输出信号处理为符合控制规律所要求的信息的元件，包括总和装置、微分器、积分器、限幅器及滤波器等。

放大元件——把上述合成信息进行放大的元件。

执行机构——用放大元件的输出功率来推动操纵面运动的机构，通常又叫舵机。

飞行自动控制器单通道的方块图如图0-1所示。

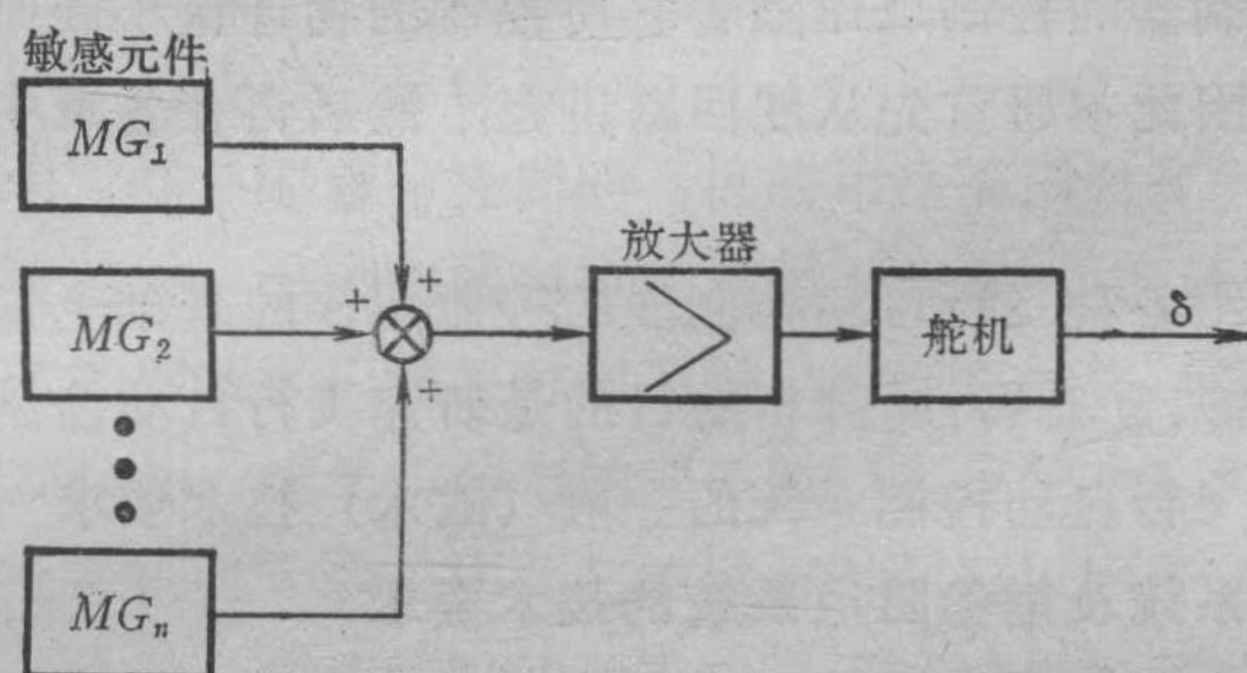


图0-1 飞行自动控制器单通道方块图

在现代飞行自动控制器中，为了改善由总和信号到舵机输出的静、动态性能，往往把某种负反馈（又叫负回输）信号加到总和装置中去，如图0-2所示。

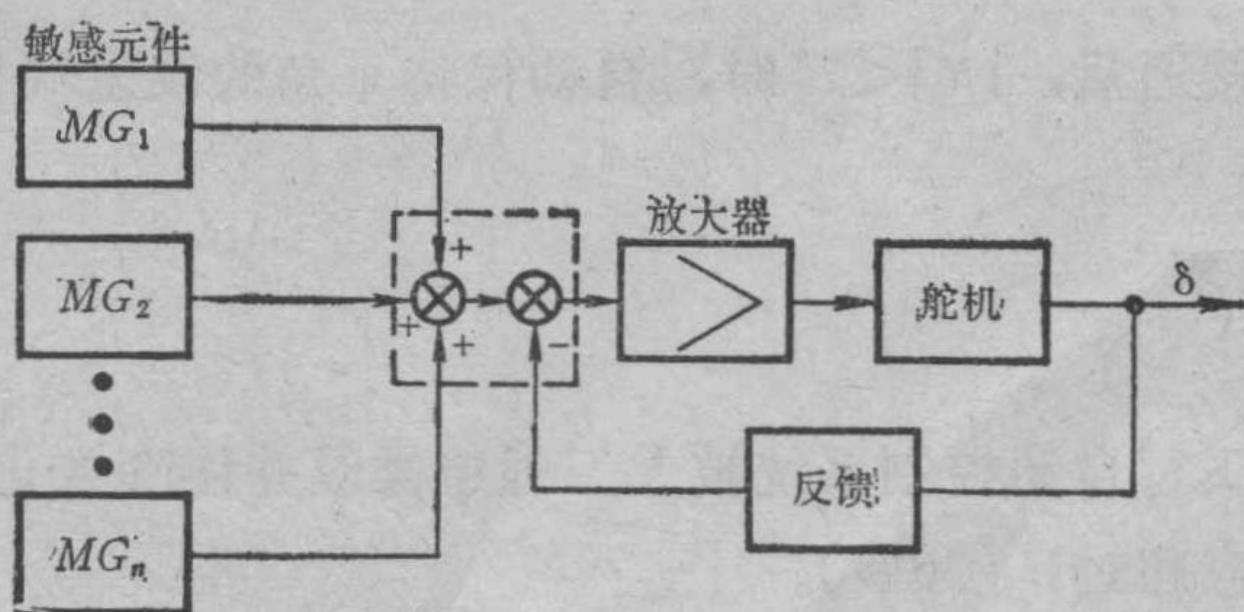


图0-2 飞行自动控制器方块图

于是由舵机输出端到各敏感元件的总和点之间形成一个闭合回路，这个回路叫舵回路

(也叫伺服回路)。有时可以把舵回路用一个方块来代表 (图0-3)。

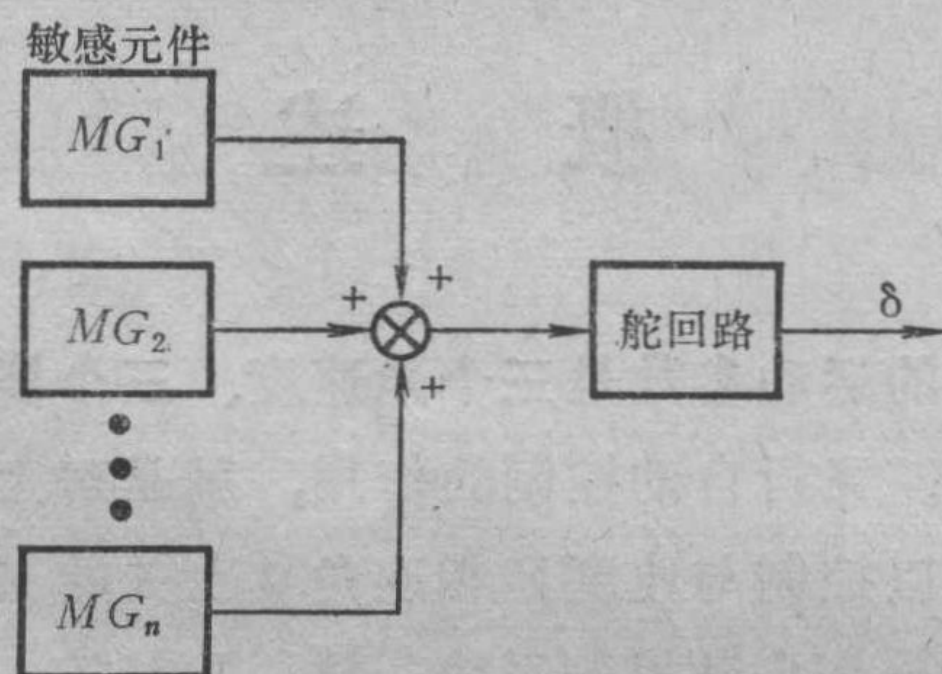


图0-3 飞行自动控制器方块图

图0-3的形式对于飞机-飞行自动控制系统分析较为方便。

前面曾指出，飞机-飞行自动控制系统是由飞机与自动控制器两大部分所组成。系统的工作原理及静、动态特性与飞机及自动控制器都有密切关系。关于飞机的静、动态特性在上册中已详细地研究过了。显然，在研究飞机-飞行自动控制系统时，首先要遇到的问题是自动控制器的静、动态特性。描述自动控制器的静、动态特性的数学表达式叫做自动控制器的控制规律。严格地说，所谓自动控制器的控制规律就是自动控制器的输出量（操纵面的偏角 δ_x 、 δ_y 、 δ_z 或油门杆的偏移 δ_p 等）与输入信号的动态关系。

尽管各种自动控制器的控制规律随着它所控制的物理量不同而千差万别，但是它们都与舵回路特性有关，因此本册首先从舵回路讲起，然后再在各章中分别讨论各种类型自动控制器的控制规律。

本书不仅要在介绍各种飞行自动控制器的控制规律的基础上说明系统工作原理，而且更重要的是分析它的静、动态特性。分析的目的在于研究飞行自动控制系统的静、动态性能。

下面扼要地介绍飞行自动控制系统的一般（战术）技术要求^[1]。

一、角速度控制系统及增稳阻尼系统的技术要求

具体内容可参考上册列举的飞行品质要求，这里不再重复。

二、姿态角自动控制系统应保证的精度及瞬态响应要求

1. 保持的精度

γ 角在机动极限 $\pm 60^\circ$ 内， θ 角在机动极限 $\pm 15^\circ$ 内的保持精度都应不低于 $\pm 1^\circ$ （误差不超过 1° ）。

当飞行自动控制接通后， $|\gamma| < 7^\circ$ 时，自动保持 ψ 角的误差（相对于陀螺）应不大于 1° 。

2. 瞬态响应的要求

a. 俯仰角

平滑、迅速。当飞行自动控制系统被人工强迫操纵并使 $|\delta|$ 变化 5° 时松手后，飞机返回初始状态的过调量不应超过 1° (20%)。

b. 航向

平滑、迅速。当飞行自动控制系统被人工强迫操纵并使 $|\beta|$ 达到约 5° 时松手后，飞机返回初始航向的过调量不应超过 1° (20%)。

航向的选择应允许在 360° 范围内进行,在转弯过程中,应该建立坡度,以保证满意的转弯角速度并防止失速。在进入转弯与退出转弯时,也应尽可能地平滑与迅速,过调量不大于 1.5° 。

3. 转弯、滚动及侧滑角等方面的要求

飞行自动控制系统应保证飞机自动协调转弯。在协调转弯过程中稳定倾斜角达 60° 时,不协调的侧滑角不应大于 2° ,侧向加速度不应超过 $0.03g$ 。

对滚动角速度达到 $60^\circ/\text{秒}$ 的飞机,在定高飞行状态下以 $60^\circ/\text{秒}$ 的滚动角速度从 $\gamma = 60^\circ$ 向 $\gamma = -60^\circ$ 方向滚动时,飞行自动控制系统应使侧向加速度不超过 $0.1g$ 。对于滚动角速度超过 $60^\circ/\text{秒}$ 的飞机,这时的侧向加速度不应超过 $0.2g$ 。

对侧滑角的限制:侧滑角应不大于 1° ,或者不大于产生 $0.02g$ 侧向加速度时的侧滑角,而且应取上述两侧滑角的最低值。

三、高度及M数自动控制系统

保持高度的精度随着飞机高度及倾斜姿态的不同而不同。例如在9100米以下,一般为9米。而由9100到16700米,相对误差为 0.1% 。当 $\gamma = 0$ 时,由16700米到24400米,误差由 0.1% 线性地变化到 0.2% 。当 $\gamma = 0 \sim 30^\circ$ 时,误差由27米及 0.4% 两数值中的最大值确定。

保持M数的精度为 $0.01M$,应允许在 $0.05M$ 范围内进行微调。

除这些静态及动态性能要求外,还应有安全可靠,使用维护方便性,对环境(包括温度、湿度、振动等条件)的适应性等要求。

但是不论哪一种要求,都是随着所控制的飞机的用途不同而有所不同的。例如对旅客机,平稳、舒适是主要的要求,滚动和转弯过快反而不舒服,因而调整时间可以稍长一些。对于歼击机那就要求迅速跟踪敌机,调整时间要短。对于轰炸机,为了迅速地完成任务,要求迅速地瞄准地面目标,滚动与转弯的调整时间也应较小。但是由于要瞄准的是固定目标,飞机的惯性也比歼击机大些,因此它的调整时间可以比歼击机稍微长一些。正因为这些原因,无法提出一个统一的调整时间要求。关于运输机的某些性能指标可参阅参考文献〔2〕。本书不再赘述。

第五章 舵机和舵回路

为了对飞机的运动进行自动控制，飞行自动控制系统必须有舵回路。这个回路能按照指令模型或敏感元件的输出信号去转动操纵面。理论和实践表明，舵回路性能的好坏，直接影响飞行自动控制系统的性能。

舵机是舵回路中最关键的部件。它的可靠性、使用维护方便性以及动态性能对自动控制系统非常重要。因此本章重点讨论舵机及舵回路。

人工驾驶时通过飞机操纵系统推动操纵面。飞行自动控制系统的舵机也要推动同一操纵面。因此，舵机与操纵系统有着不可分割的联系。下面首先从这个问题讲起。

§1 舵机与飞机操纵系统的联接方式简介

舵机和飞机操纵系统的基本联接方式有两种：并联式和串联式。由于操纵飞机进行大的机动飞行时需要大的和有效的操纵权限[●]，因此，在飞行自动控制系统和驾驶杆操纵系统同时工作时，两者应按适当比例分配操纵权限。根据舵机操纵权限的大小，舵机与飞机操纵系统的联接方式有：全权限串联舵机、有限权限串联舵机与大权限自动配平舵机联用；有限权限串联舵机与大权限并联舵机联用；以及近年来发展起来的电传操纵系统等。

一、舵机与驾驶杆操纵系统的并联

在早期轻型亚音速飞机上，由于操纵面的铰链力矩很小，飞行员的体力完全能够承担这部分载荷，而且不必用任何自动装置就能保证飞机的稳定性和操纵性。飞机操纵系统多采用图 5-1 所示的机械式传动装置。人工操纵时，可以通过驾驶杆（盘）1 或脚蹬和机械传动装置 2——杆系或钢索来推动操纵面 3。当安装自动驾驶仪（包括 4、5 和 6）时，通常要求在自动驾驶仪工作的同时，飞行员能够观察到驾驶杆（盘）或脚蹬的运动，以监控自动驾驶仪的工作，从而获得自动驾驶仪工作是否正常的信息。为此，将舵机 5 与机械传动装置 2 并联。

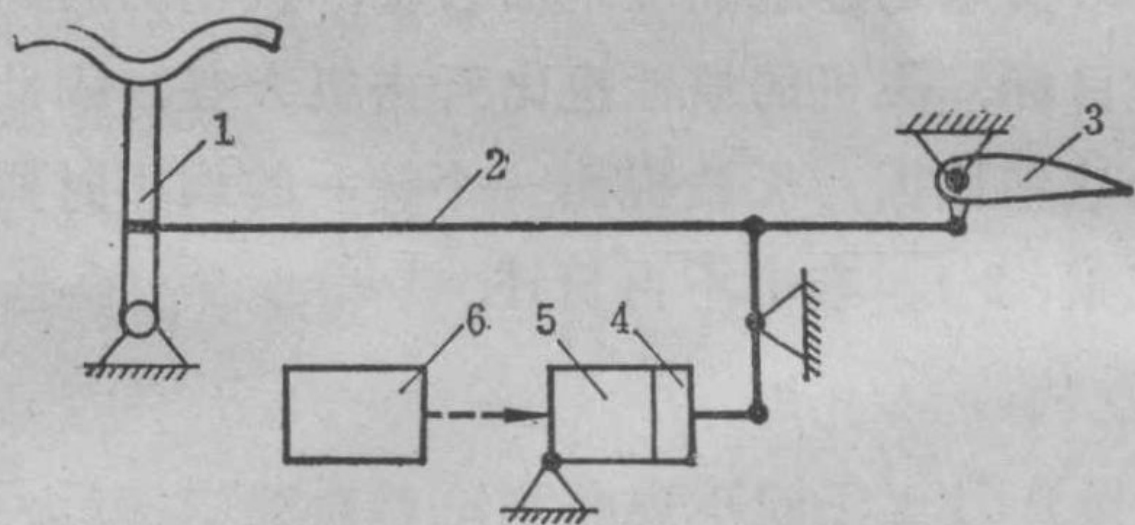


图5-1 舵机与驾驶杆操纵系统并联

1—驾驶杆；2—机械传动装置；3—操纵面；4—离合器；
5—舵机；6—自动控制器的敏感元件及放大器等。

在图 5-1 这种并联方式中，人工操纵和自动控制原则上可单独地通过同一个机械传动装置来实现。但是，实际上人工操纵和自动控制两者之间是互相排斥的。原因是在自动控制时舵机的制动力会妨碍甚至无法进行人工操纵。为解决这个问题，在人工操纵时通常要断开舵机与机械传动装置的联系。在舵机和舵面传动装置之间安装离合器 4 来实现自动控制和人工操纵的这种转换。但是，当自动驾驶仪出现故障，而飞行员来不及甚至无法断开

● 操纵权限就是操纵舵面的行程。有限行程叫有限权限。全行程叫全权限。

舵机和舵面的联系时, 为避免严重事故的发生, 就要求飞行员能够用较大的气力对飞机进行强迫操纵。为了满足这一要求, 通常在舵机中安装摩擦离合器 (图中未表示出, 详见 § 2 中的舵机结构)。在出现上述危险情况时, 只要飞行员加到驾驶杆 (盘) 或脚蹬上的力超过摩擦离合器的打滑力, 就可以强迫操纵飞机。

舵机的并联联接方式通常用于自动驾驶仪对飞机的航迹、速度和角位置的控制。由于它能够给出有关自动驾驶仪工作情况的信息, 使飞行员能够监控系统的工作, 而且并联驾驶杆操纵系统容许飞行员对飞机进行强迫操纵。因此, 在现代超音速飞机上仍然广泛地应用这种联接方式。

值得指出的是, 为了操纵安全可靠还应该对自动驾驶仪舵机的偏转角进行限制, 使舵机极限偏转角小于机械极限偏转角, 也就是说要设置舵偏角限制装置。它的作用主要是在自动驾驶仪发生故障时, 防止过大的舵偏角使飞机产生不允许的过载, 从而造成飞行员无法挽救的严重事故。同时, 由于限制了舵偏角, 也就减小了飞机偏离原状态的速度, 这样就可延长飞行员判断故障和采取应急措施的时间。限制舵机的偏转角实际上就是限制了自动驾驶仪对飞机的操纵权限, 使舵机成为有限权限的舵机。至于如何限制舵偏角, 有各种不同的方法。第一种是在舵机中安装固定的终点开关, 如 AΠ-5-2 和 A 型自动驾驶仪。第二种是用力矩限制装置来代替舵偏角限制装置, 如 BCY-3Π 自动着陆系统舵机中采用了附加的力矩限制离合器^[12], D 型飞行自动控制系统的升降舵机中采用了力矩开关等等。

对于大的亚音速或超音速飞机, 由于舵面铰链力矩很大 (达到吨·米数量级), 飞行员体力已无法直接推动操纵面。通常, 在原有舵面机械操纵系统中增设液压助力器。这样的操纵系统, 就叫做液压机械式操纵系统。

液压助力器按它与驾驶杆 (盘) 或脚蹬以及操纵面的联接型式不同可分为两种——可逆和不可逆的液压助力器。它们与飞机操纵性能关系极大, 因此, 首先分析图 5-2 中所表示的这两种液压助力器。

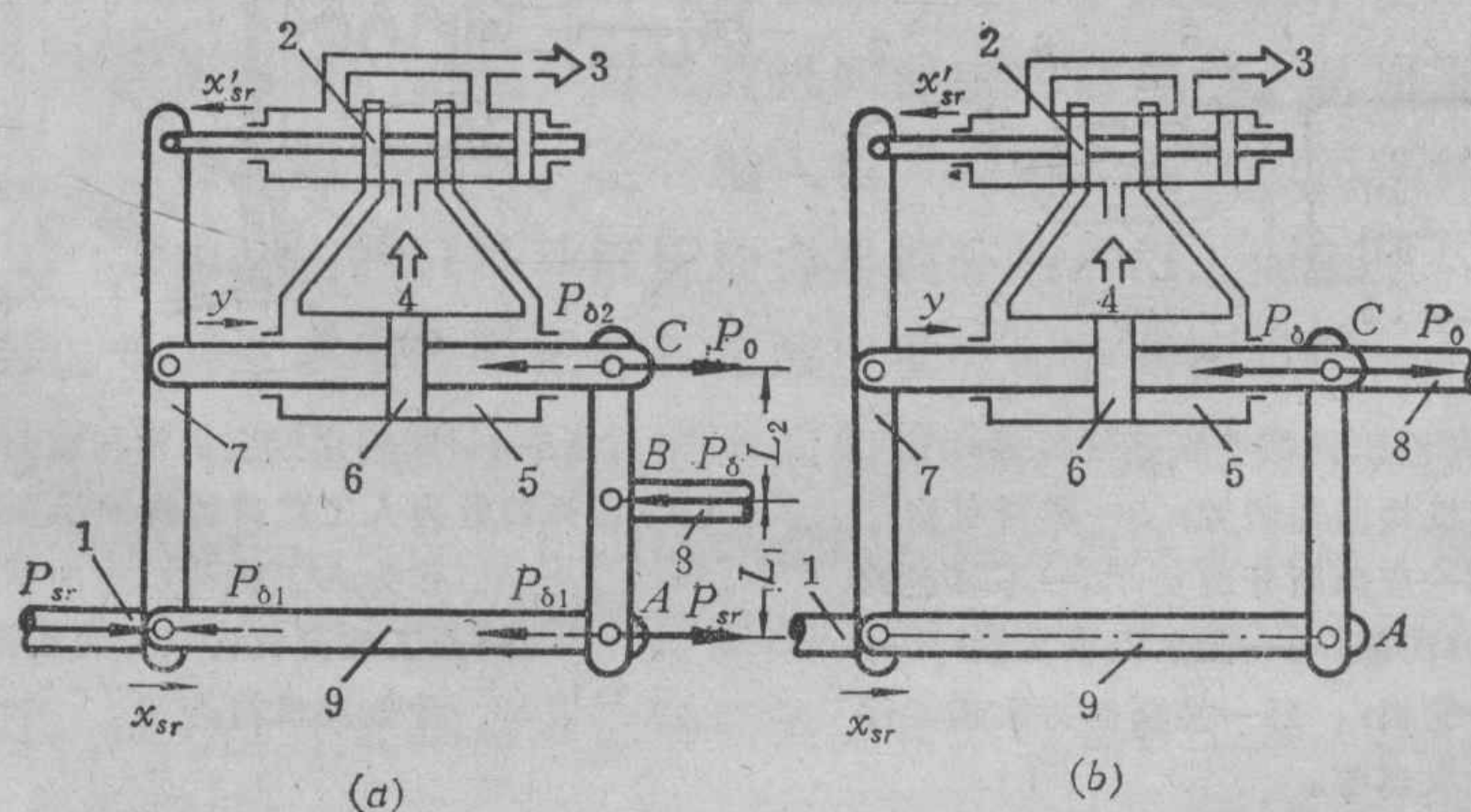


图5-2 可逆和不可逆液压助力器

(a) 可逆液压助力器; (b) 不可逆液压助力器。

1—输入杆; 2—分油活门; 3—回油路; 4—高压油路; 5—作动筒; 6—活塞;
7—反馈杆; 8—输出杆; 9—回力杆。

由图 5-2 (a) 可看出, 当飞行员通过驾驶杆把输入杆 1 按图中箭头所示方向向右移动距离 x_{sr} , 液压助力器的分油活门 2 向左移动 x'_{sr} , 使作动筒 5 的左腔与高压油路 4 相通,

高压油便推动活塞6向右移动 y 。向右移动的活塞，一方面通过反馈杆7操纵分油活门2向右移动，这个作用一直继续到分油活门重新又把作动筒左右油路盖住为止，从而实现了位置外反馈；另一方面活塞6又带动输出杆8向右移动，并带动舵面向某一方向偏转。舵面偏转后产生与动压 q 和舵偏角 δ 乘积成比例的铰链力矩 $M_f \propto q\delta$ 。它通过舵面到输出杆之间的传动链产生一个与 M_f 成比例的反作用力 P_s ，作用于B点。这个力 P_s 可分解为作用于A和C点的两个分力 P_{s1} 和 P_{s2} 。分力 P_{s1} 通过回力杆9反传给输入杆1，方向向左，与驾驶员的推力 P_{sr} 相平衡。这种助力器叫做可逆的液压助力器。推力 P_{sr} ，可以C点为支点按力矩平衡原理求出： $P_{sr} = P_s L_2 / (L_1 + L_2)$ 。它的大小与 P_s 成正比。

显而易见，如果把图5-2(a)中舵面反作用 P_s 的作用点B与活塞杆的铰链点C相重合，如图5-2(b)所示。那么，推动活塞的输出力 P_0 正好与 P_s 相平衡，于是A点的反力 P_{s1} （或推力 P_{sr} ）便等于零。这种液压助力器叫不可逆的液压助力器^[3]。

可逆的液压助力器所反应的铰链力，无疑对飞行员来说提供了比杆位移更好的反馈信息，因为飞行员对杆力变化的感觉能力，比对杆位移变化的感觉更灵敏些，而杆力用量的准确性也比杆位移用量准确性高得多。又由于这种力与动压成比例，也比较适合飞行员的操纵习惯。因此，可逆的液压助力器在亚音速飞机上曾获得广泛的应用。但是，由飞行力学可知，高速飞机在跨音速区域往往出现反操纵现象，这就限制了它的应用。基于这一原因，近年来高速飞机上多采用不可逆液压助力器。

在不可逆的液压机械操纵系统中，飞行员在改变飞机的飞行状态时，失去了很重要的力反馈信息，势必使得人工操纵的闭合回路稳定性变坏。为了解决这个问题必须安装载荷机构，如图5-3所示。载荷机构3一端与驾驶杆（盘）1或脚蹬联接，另一端固定在飞机上。当驾驶杆移动时，使载荷机构中的弹簧压缩或伸长，飞行员便获得力反馈信息。

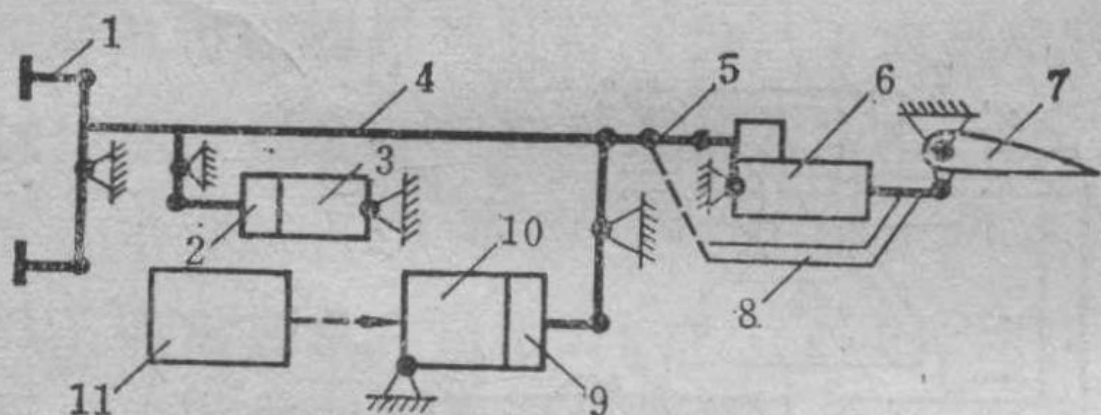


图5-3 舵机与液压机械操纵系统并联

1—脚蹬；2—载荷机构断开装置；3—载荷机构；4—杆系或钢索；5—应急断开装置；6—不可逆的液压助力器；7—方向舵；8—应急操纵装置；9—舵机离合器；10—舵机；11—控制器的敏感元件及放大器等。

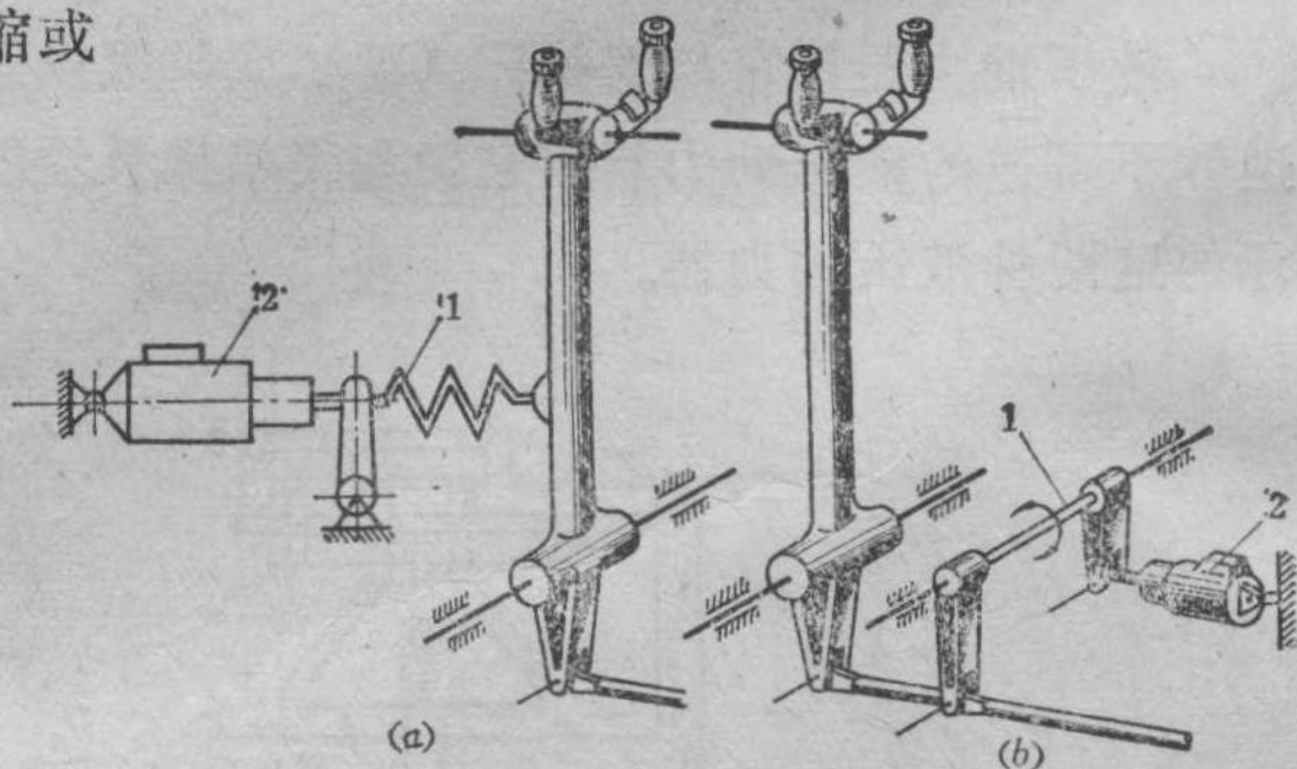


图5-4 调整片效应机构与载荷机构联接示意图

(a) 弹簧做为人工载荷机构的示意图；(b) 扭杆作为人工载荷机构的示意图。

1—人工载荷机构（弹簧或扭杆）；2—调整片效应机构。

操纵系统安装载荷机构后，在飞机的长途飞行中，当驾驶杆（盘）或脚蹬又不处在中立位置时，飞行员会因长时间承担较大的杆力负荷而非常疲劳。为了减轻飞行员这种操纵负担，在操纵系统中要安装一个电动机构与载荷机构相串联或并联，如图5-4(a)、(b)中的2所示。这种机构的作用与机械操纵系统中调整片的效用相似，因此叫做调整片效应机构。当飞行员按压专门的调整片效应机构按钮之后，电动机构工作，它使载荷机构的固

定点向减小它的压缩量（或扭转量）的方向移动，直到杆力消失为止。

应该指出：尽管液压助力器的可靠性相当好，而且在液压系统出现故障时还可能有备用液压助力器来代替，但是为了防止万一出现严重故障，还要配备应急操纵装置，允许飞行员直接操纵飞机（当然必须是在舵面铰链力矩不致于大到飞行员无法操纵的条件下）。在应急状态下，如图 5-3 所示，飞行员按压相应的按钮，通过应急断开装置 5 断开液压助力器，同时也断开载荷机构 3，并且接通应急操纵装置 8（无功率放大）。这样飞行员便可通过应急操纵装置 8 直接操纵舵面。

二、舵机与驾驶杆操纵系统的串联^[4]

现代许多高速飞机（包括跨音速与超音速飞机）荷兰滚运动的阻尼比 ξ_h 及纵向短周期运动的阻尼比 ξ_a 往往无法满足飞行品质的要求，这时就要靠人工阻尼器来改善飞机的阻尼特性。有的飞机倾斜运动模态时间常数 T_{ω_s} 过长，不符合飞行品质的要求，也需要有阻尼器。有关阻尼器的工作原理将在第六章中详细地讲述。在这里我们只是研究阻尼系统的舵机与驾驶杆操纵系统如何联接的问题。那么可否仍然采用上述并联方式呢？从自动控制原理可知，增加与飞机角速度成比例的阻尼信号，只是改善飞机运动衰减的特性，而不能改变飞机稳定状态下的姿态。在这种情况下阻尼舵机与驾驶杆操纵系统如果仍然采取并联形式，阻尼舵机工作时势必带动驾驶杆一起移动，给飞行员一个似乎要改变飞机姿态的错误信息，从而带来不正确的判断和反应。最理想的情况是：带人工阻尼器的飞机，从飞行员看来只不过是一个性能改善了的新飞机。要做到这一点，最好是使阻尼舵机只能推动舵面偏转，而并不带动驾驶杆（盘）或脚蹬。飞行员把驾驶杆移动到什么部位就可以停留在那里，而不受阻尼舵机运动的影响。为了实现这一要求，阻尼舵机必须与驾驶杆操纵系统相串联，联接关系如图 5-5 所示。

从图中可以看出，串联阻尼舵机安装在驾驶杆（盘）或脚蹬与液压助力器的传动杆之间，它的具体结构将在 § 2 中介绍。我们假定阻尼舵机的拉杆可以随输入信号的大小和方向伸长或缩短。当阻尼舵机无信号输入时，舵机拉杆处于中间位置不动，这时舵机可看成普通的传动杆，人工操纵时可以把整个阻尼舵机向前或向后移动，从而推动助力器的分油活门，使助力器活塞推动操纵面偏转。当有输入信号到阻尼舵机使拉杆伸长或缩短时，按照前面对串联舵机的要求，它将只推动液压助力器的分油活门，而不致从任何通路将它的运动传递给驾驶杆。这就要求串联阻尼舵机在液压助力器方向所承受的负载远远小于在驾驶杆方向所承受的负载。这里提出了两个根本的前提条件：一是推动液压助力器分油活门所需要的力应该是很小的；二是当舵机用这么小的力推动液压助力器分油活门时，不致推动前面的驾驶杆（盘）或脚蹬。前一个条件是容易满足的，推动液压助力器分油活门的力可做到小于 1 公斤。而为了不使推动分油活门的力传到驾驶杆上去，载荷机构多采用图 5-6 具有预载的非线性特性。

很显然，在这种机构中，当推动活门的力小于某一 P_0 值时，就不能使驾驶杆移动。

顺便提及，预载是为了好几种目的而设置的。它不仅可以防止力的传递，而且可以克服摩擦和间隙的不良影响，改善驾驶杆的回中性；同时，也能局部地抵消动态摩擦的影响，以降低由摩擦产生的机械滞环效应，从而减小人工操纵时闭环系统诱发振荡的可能性。

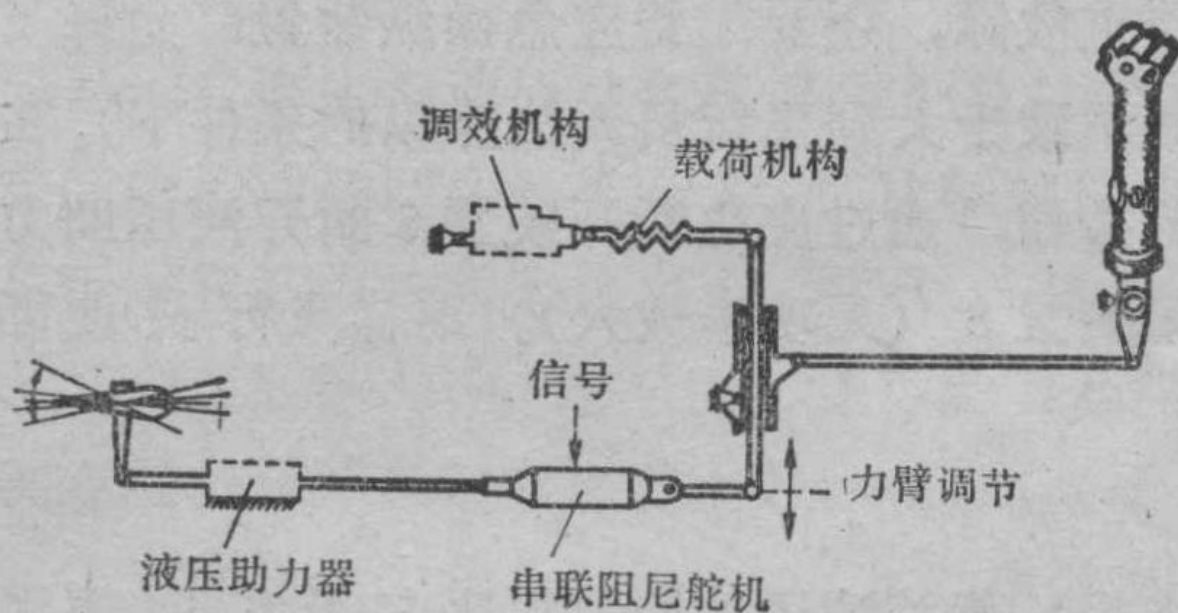


图5-5 舵机与驾驶杆操纵系统串联

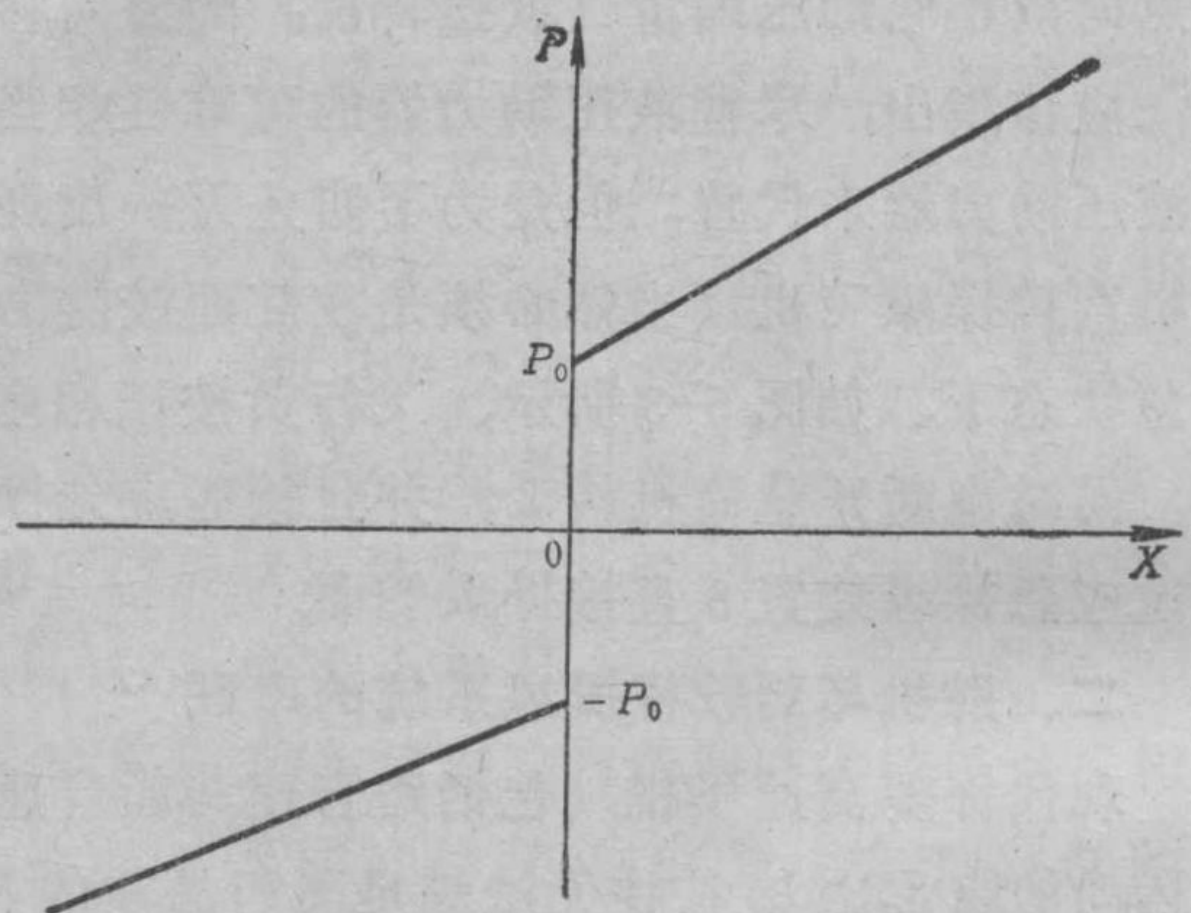


图5-6 具有预载的非线性载荷机构

在讲到并联舵机时已经指出，当希望改为人工操纵时，在正常情况下，只要将舵机与驾驶杆操纵系统的联系切除就可以了。而出现故障断不开这种联系时，飞行员也只要强迫操纵飞机就行了。但是在舵机与驾驶杆操纵系统相串联的情况下，由自动操纵转换为人工操纵时，单是切除串联舵机的工作还远远不够。因为舵机切除后，如果舵机的拉杆是松动的话，那么就无法进行人工操纵。为此，要求这种舵机的结构不论是在工作时还是不工作时都要有制动力。就是说在这两种情况下，整个舵机都可看成是一个传动杆。不仅如此，在断开舵机工作时，舵机有可能处于任何一个伸长或缩短状态。这样一来，驾驶杆（盘）或脚蹬的中立位置与舵面的实际中立位置就会不一致。为了符合飞行员的操纵习惯，在切除串联舵机之后，应设法使舵机输出杆返回到中立位置。

由于串联舵机只推动舵面，不会带动驾驶杆，因此，目前许多阻尼增稳系统多采用这种串联式舵机。

串联舵机在安全性方面最大的问题，就是所谓“硬性”故障。当串联舵机出现故障而不能回中时，它并不象并联舵机那样可以通过强迫操纵飞机以避免在这种情况下发生重大事故。特别是当串联舵机输出杆偏离中立位置的位移很大并卡死时，这时驾驶杆（盘）或脚蹬可能还在中立位置。结果造成了驾驶杆（盘）或脚蹬的位置与舵面位置严重的不协调，以致飞行员无法操纵飞机。比如，当升降串联舵机处于使升降舵向下偏转到极限时突然卡死，飞机必然进入俯冲。这时飞行员就是把驾驶杆向后拉到极限，升降舵也才不过回到中立位置。因而无法改出俯冲状态，结果免不了发生飞机坠毁事故。如何解决串联舵机硬性故障的问题呢？目前有两种方法。其中最常用的方法就是限制串联舵机的操纵权限（舵机输出杆的行程）到足够小的程度。另一种方法，就是采用多余度技术。关于限制操纵权限的方法，一般串联舵机的有限权限只有人工操纵全权限（全行程）的 $1/3 \sim 1/10$ ，有时甚至更小。例如C型自动驾驶仪中，副翼舵机所对应的副翼偏转角只有 $\pm 3^\circ$ （机械极限偏转角为 $\pm 20^\circ$ ）；升降串联舵机所对应的水平安定面偏转角只有 $\pm 1^\circ$ （极限偏转角为 $+13^\circ$ 和 -27° ）。

串联舵机权限的限制势必影响飞行自动控制系统的操纵性能，特别是对于高机动性的飞行自动控制系统，必须要有相当高的操纵权限才能适应大的指令输入。因此，有限权限

的串联舵机是不能满足上述系统的需要的。解决的办法是把这种串联舵机和大权限的并联执行机构联用。联用的方式有两种：一种是与自动配平系统（如调整片效应机构等）联用；另一种是与并联舵机联用。

三、有限权限串联舵机和自动配平系统联用^{〔4〕}

这种系统的典型结构，如图 5-7 所示。有限权限的串联舵机与自动配平系统结合起来使用，后者采用大权限，从而使舵面动作权限提高到全权限水平。在这种系统中有限权限的串联舵机只完成增稳或阻尼功能。并联自动配平系统在串联舵机的位移超过了预定的权限位置后开始工作，一方面操纵舵面完成稳定和操纵飞机的职能；另一方面，总是驱使串联舵机脱离极限位置向中立方向移动，使串联舵机经常工作在中立位置附近。中立位置检测开关对串联舵机的中立位置必须有一个明显的死区，才能防止自动配平系统过份频繁地振荡。图 5-5 C 型自动驾驶仪的操纵系统，也属于这种有限权限串联舵机和自动配平的复合操纵系统。不过由于它没有中立位置检测开关，在“稳定”状态下，由串联舵机终点电门来接通调效机构。因此只能借助调效机构使串联舵机离开由终点电门所决定的极限位置，并不能随时保证串联舵机回中。在“改平”状态下有一个死区较小（终点电门极限位置的一半）的接触片装置接通调效机构，这个装置与中点检测开关有些相似。

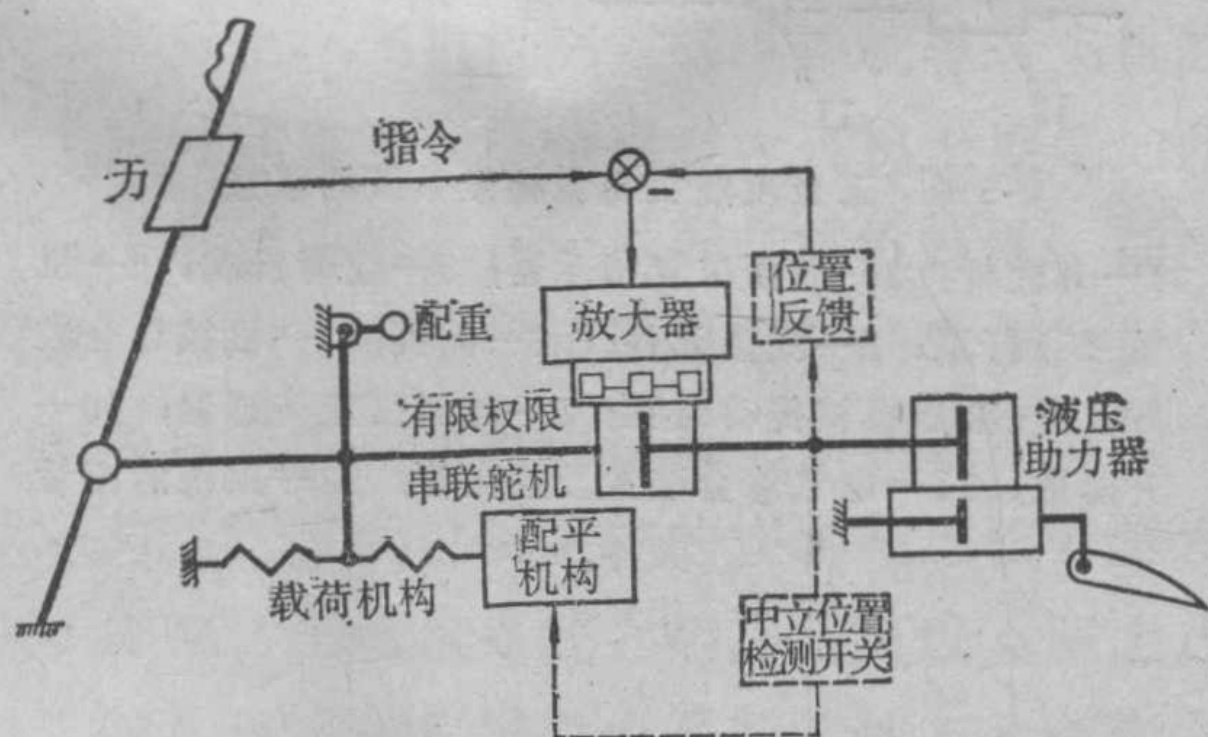


图5-7 有限权限串联舵机和自动配平系统联用原理图

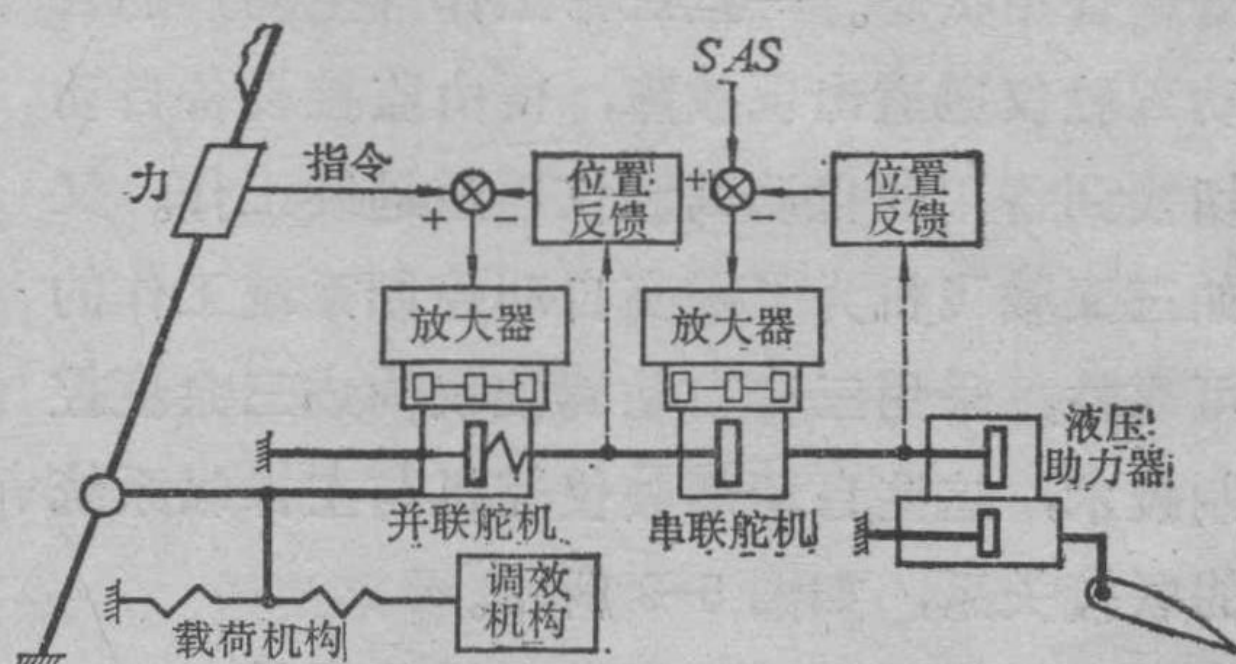


图5-8 串联舵机和并联舵机联用原理图

四、串联舵机和并联舵机联用^{〔4〕}

这种系统的典型结构，如图 5-8 所示。有限权限的串联舵机与并联舵机结合起来使用，有限权限的串联舵机提供阻尼及增稳功能，并联舵机提供必须的权限以适应对飞机航迹的控制或在驾驶杆输入时作为功率助力器使用。

在舵机的故障安全措施中，有的还采用多余度技术。

由于多余度技术与控制增稳系统两种技术是近代一种最新的操纵系统——电传操纵系统的基础，因此在介绍电传操纵系统之前，先概略地介绍一下多余度技术及控制增稳系统。

多余度技术

以上所讲的操纵系统的结构都是单套的，或者叫“单通道”的。这种单通道的自动控制系统万一出现故障，如果飞行员既能及时发现又能及时切除自动控制系统的话（例如在高空巡航及战术机动飞行中完全有时间发现和切除自动控制系统），那么切除自动控制系统改用人工操纵，还不致于造成严重的后果。但是当飞机进场使用自动着陆设备着陆时，由于从开始拉平到飞机两主轮接地，一般地只有几十秒（通常为 30 秒左右）的时间。万一自

动着陆设备在这段时间内出了故障，而且飞行员又没能及时发现，或者发现后也来不及切除自动着陆设备改用人工操纵，往往会造成严重的事故。为了预防这种情况的发生，可以有两种方法。一种是增设监控装置，随时提供自动着陆设备工作是否正常的信息。一旦出现不正常征候，便可由飞行员及时切除自动着陆设备，改为人工目视着陆，或在能见度较差的条件下借助盲目着陆设备进行人工盲目着陆。另一种办法是尽可能地提高自动控制系统抗故障的能力。单通道的自动控制系统没有抗故障的能力，因而在现代飞机上常采用几套同样的自动控制系统，叫多余度系统，来提高抗故障能力。实现多余度的操纵方法有两种：一种是表决方式，即在飞行过程中所有通道全部工作，将各通道舵机的输出信号按力表决，按位移表决或按速率表决等方法判断系统有无故障，并切除故障通道。另一种是主动/备用方式，即是将多通道分为主动通道和备用通道。当主动通道发生故障时，立即转换到备用通道工作。如E型飞行控制系统，就用了两套能自监控的自动驾驶仪，其中一套处于正常工作（主动）状态，另一套处于备用状态。一旦正常工作（主动）的自动驾驶仪通道出现故障，便由监控设备自动切换到备用的自动驾驶仪通道继续工作。又如三叉戟飞机为了提高自动控制系统工作的可靠性，采用三套自动驾驶仪构成三余度控制技术，这些自动驾驶仪舵机与主操纵系统的联接关系，如图5-9所示。

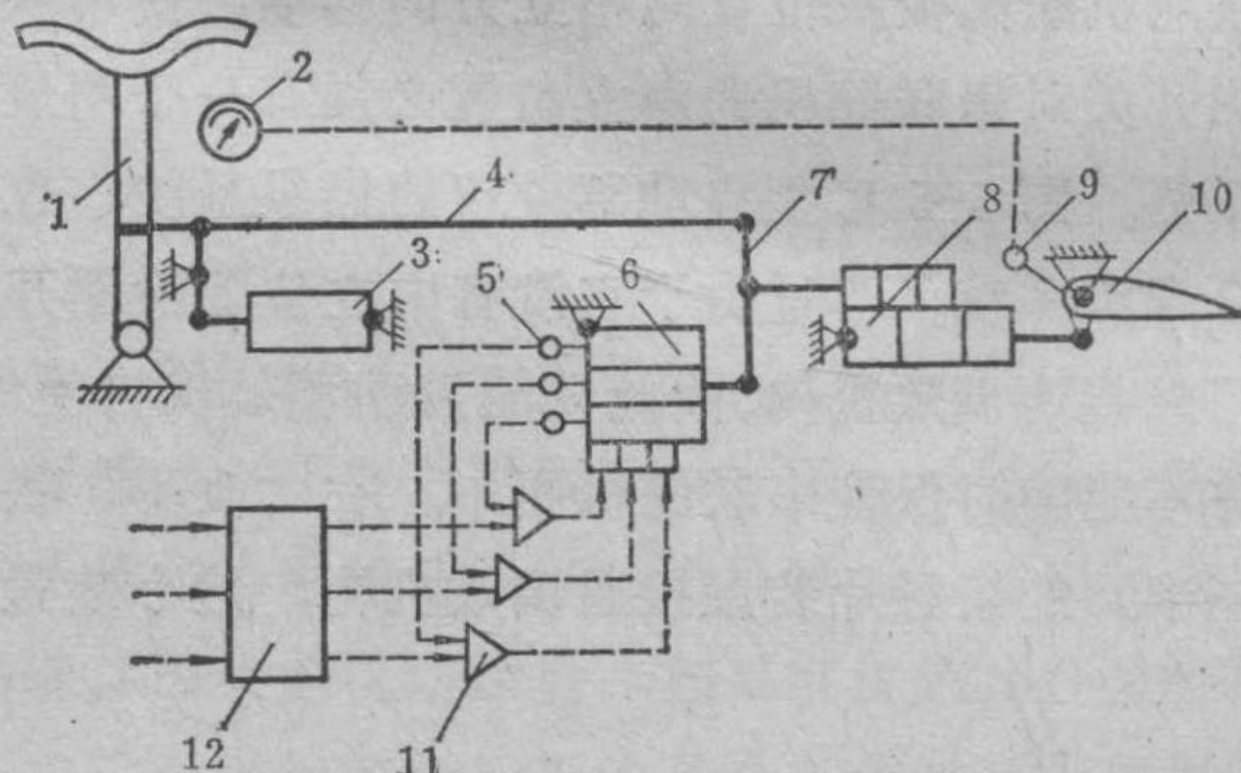


图5-9 三余度舵机与主操纵系统的联接

1—驾驶杆；2—舵面位置指示器；3—载荷机构；4—机械操纵杆系；5—反馈元件；6—舵机；7—机械总合装置；8—液压机械传动装置；9—舵面位置传感器；10—升降舵；11—电气总合装置及放大器；12—系统的测量元件。

从一般阻尼系统到控制增稳系统

以上我们所讲的舵机与操纵系统的各种联接方式，无论并联也好，串联也好，还是复合联接也好，都是以驾驶杆机械式操纵系统为主，并以它为基础稍加改装而实现的。从近年来飞行自动控制系统的发展来看，首先，为了改善飞机本身的阻尼特性而采用了串联阻尼器。后来进一步发展成为性能较好的“控制增稳系统”。在这种系统的信号中除有改善飞机静、动稳定性的线加速度信号与角速度信号外，还有与驾驶杆（盘）或脚蹬位移成比例的电信号作为“控制”信号。它的典型方块图见图5-10。

图5-10是纵向控制增稳系统联动方块图。这个系统中由速率陀螺测出的俯仰角速度信号 ω_z 及由加速度计测出的法向加速度信号 n_y ，分别通过各自的变增益装置后再相加。总和信号送入串联舵机放大器。舵机通过助力器推动平尾。这些信号起着加强飞机静、动稳定性的作用。驾驶杆的位移信号从两路输入。一路通过传动杆（串联舵机包含在内）推动液压助力器，这是与通常机械操纵一样的。另一路通过杆力传感器及指令模型（通常是一个带有惯性的环节）送入串联舵机放大器，起着系统中控制信号的作用。

这种系统的工作原理，将在第六章中详细地阐述。这里应指出控制增稳系统有很多优点，其中最主要的优点是：既能同时增加飞机的稳定性，又不致降低飞机的操纵性。

在控制增稳系统的发展中，人们自然会想到能否用它完全取代机械操纵系统。也就是

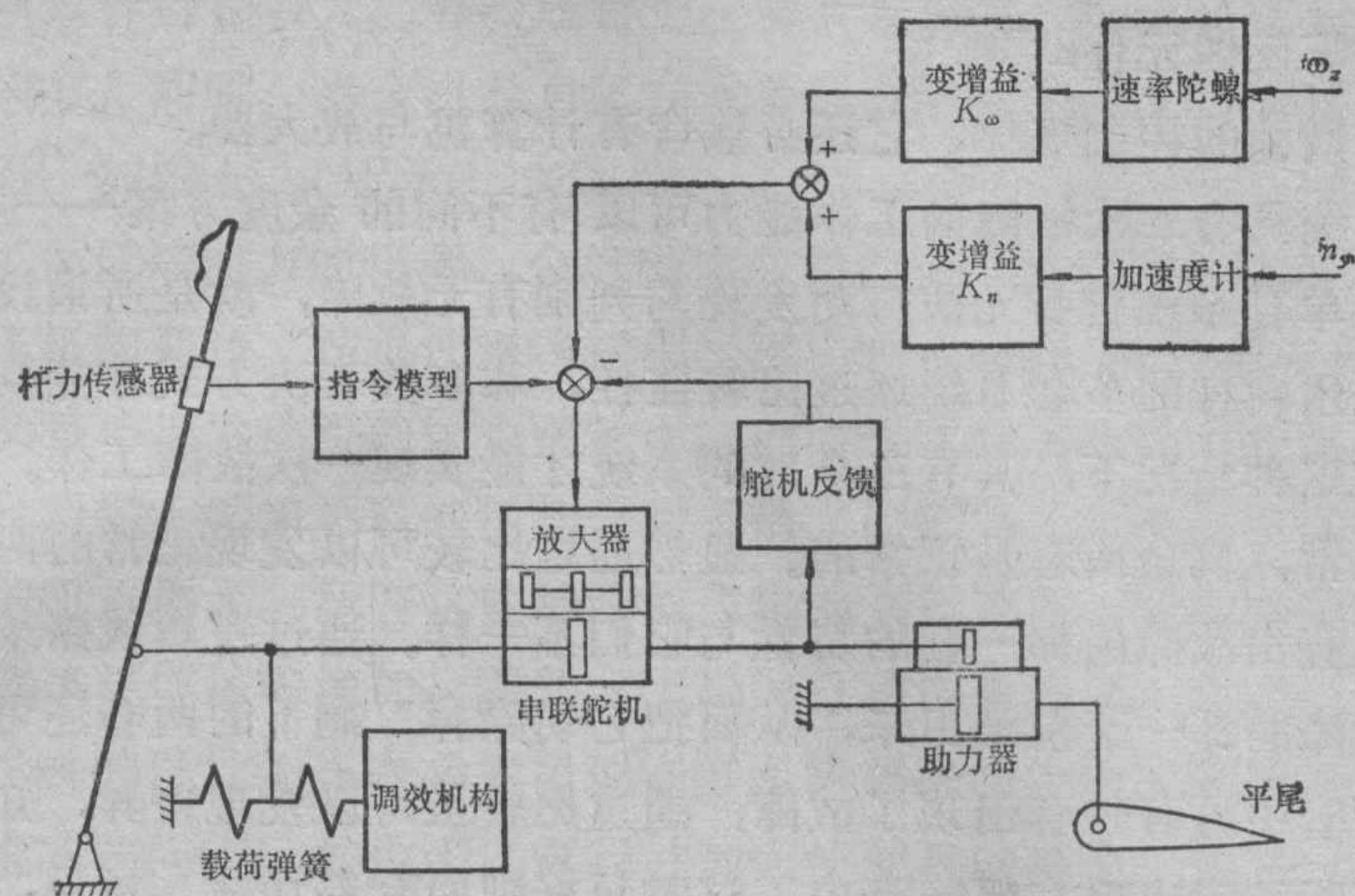


图5-10 典型控制增稳系统联动方块图

把操纵权限完全分配给控制增稳系统。如果这种操纵系统能够十分可靠地工作，那么就有可能大大改善飞机的飞行品质与操纵性能，并减轻飞行员的负担。

实际上，飞机机械式操纵系统随着飞机的发展日益显出许多严重的缺点。这些缺点是：尺寸和重量大，特别在大飞机上更是如此；

不可避免地存在一系列非线性特性，如由于摩擦力和传动间隙产生的迟滞环等非线性因素，它们往往会引起操纵系统的非线性振荡；

易传递由于飞机弹性振动而引起的杆偏移，有时甚至会产生人-机系统的诱发振荡；与飞行自动控制系统的安装与工作常常发生矛盾等等。

废除机械操纵系统之后，就可以克服上述缺点。但是事物是一分为二的。单套控制增稳系统也有不如机械操纵系统的地方。首先是它的安全可靠性远远地不如机械操纵系统。这是因为机械零件的磨损极易发现，更换新的零件之后操纵系统还可以工作相当长的时间。按照国外一些统计数据来看，1962年~1969年间机械操纵系统的平均故障率为 1.19×10^{-7} 次/小时。这就是说，机械操纵系统平均在 959.3 年 (0.84×10^7 小时) 中可能出现一次故障。这样低的故障率在电液伺服系统中目前无论如何是达不到的。国际上先进的单套电液飞行控制系统只能达到平均 484 小时出现一次故障的水平。显然这与机械操纵系统相差太远（达17362倍）。因此，要想完全取代机械操纵系统，必须采用多余度电液控制增稳操纵系统，就是所谓“电传操纵系统”。

五、电传操纵系统

前面已说明电传操纵系统是由控制增稳系统发展过来的。它是控制增稳系统与多余度技术相结合的产物。所谓电传操纵系统，简单地说，就是多余度的、纯粹靠电信号控制的电液或全电气的控制增稳系统。详细地说，纯电传操纵系统必须具备下列四个条件：

不再含有机械操纵系统；

为了保证电传操纵系统有与机械操纵系统同等的可靠性，它必然是多余度的，而且应具有二次故障工作能力（所谓二次故障工作能力是指系统中即使出现了两次故障也能继续保证正常工作）；

它必须具有阻尼增稳的功能，以改善飞机的飞行品质。这就是说，在系统中必须含有角速度及线加速度等反馈元件；

为了实现控制增稳的控制规律，它还必然含有计算机与放大器。

要使多余度系统具有二次故障的工作能力可以有不同的余度方案——“比较监控”和“自监控”等。如果单套系统自身无法自动发现与判别有无故障，就是所谓没有“自监控”能力，那么，只有采用同样的多套系统通过比较监控，和多数表决方式才能判断究竟是那一套出现了故障。在这种情况下，具有三余度的系统才能实现一次故障工作。具体地说，当三套中有一套不正常，其余两套是正常的。显然通过比较可以发现正常的两套的输出输入特性是一致的，只有出故障的那一套的特性与它们不一样。通过逻辑线路采取多数表决方式，就可以把出故障的那一套检测出来，从而把它切除掉。剩下的两套还可以正常工作。但是如果剩下的两套中再有一套出现了故障，通过比较虽可以发现差异，知道有了第二次故障，但已无法判断故障出现在哪一套中。这时只好把两套都切除。可见，在比较监控方案中，必须有四余度系统才能实现二次故障工作。

但是如果有比较完善的自监控装置，每套都可通过这种装置判断出工作是否正常，那么，显然三余度系统就可以保证二次故障工作。

比较监控的四余度电传操纵系统的典型方块图，如图 5-11 所示。

图 5-11 是纵向电传操纵系统的例子。从部件 2 到 7 全是四余度的。其中计算机可能是模拟式的，也可能是数字式的。如果是数字式的，则它除包括控制规律的实现和比较监控的逻辑运算外，还应包含有模/数与数/模 (A/D 与 D/A) 转换装置。图 5-11 也只是一种可能方案。关于三余度自监控方案在 § 2 中再举例说明。

最后还应指出，由于有了高度可靠的电传操纵系统，就有可能充分利用控制增稳系统来改善飞机的飞行品质。过去的飞机设计师在设计飞机时从来不考虑自动控制系统能对飞机的飞行品质有什么改善。总是极力保证在人工操纵飞机时的飞行品质达到预期的指标。而自动控制系统设计师只能根据现有飞机的性能来设计飞行自动控制系统。

六十年代末到七十年代初已发现单纯依靠飞机自身的结构及气动布局很难进一步提高飞机的性能。因为，如果单纯靠飞机的结构来保证飞机的自然稳定性，那么飞机的水平尾翼

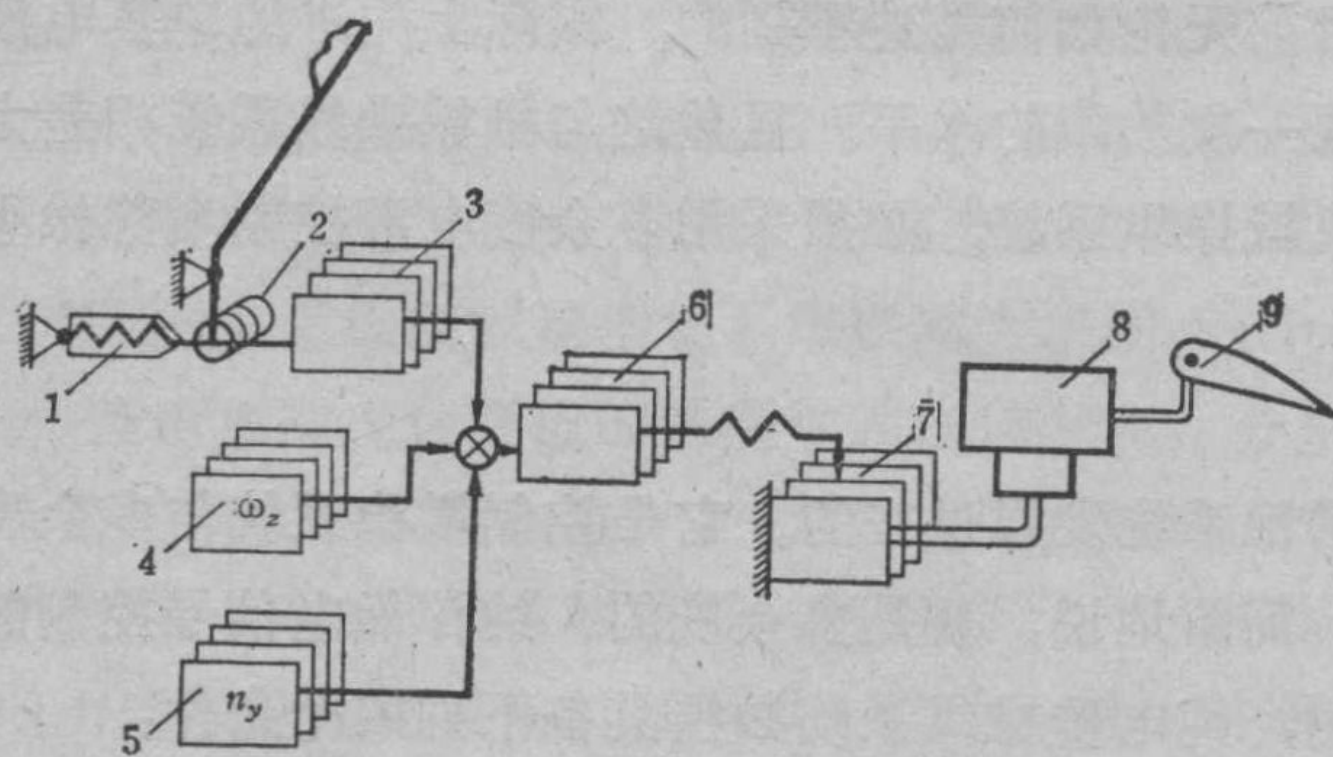


图5-11 电传操纵系统的典型原理方块图

1—载荷机构；2—驾驶杆指令传感器；3—前置放大器；4—俯仰速率陀螺仪；5—法向过载传感器；6—计算机与伺服放大器；7—副舵机；8—助力器；9—升降舵。

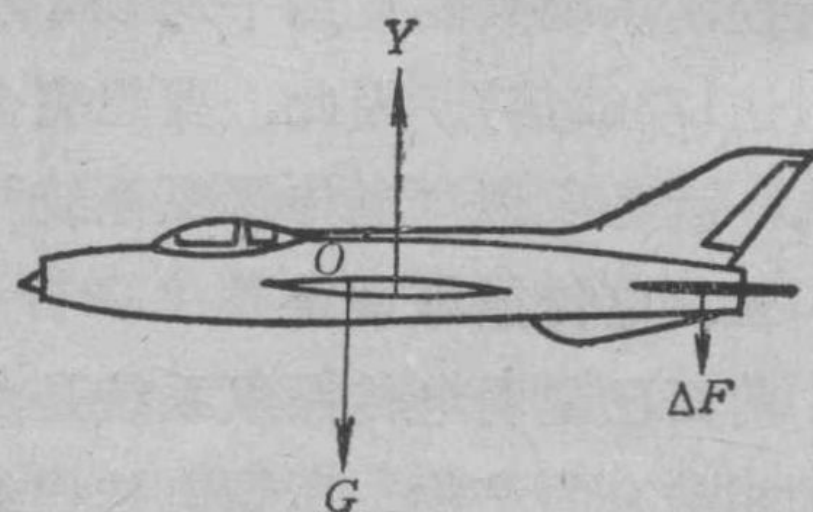


图5-12 静稳定飞机的升力与平尾的配平力示意图