

飞机和直升机的
驾驶成套装置和
控制系统

[苏] B. T. 鲍罗金
Г. И. 雷里斯基 编著
李克孝 译 陈忠愆 校
国防工业出版社 出版

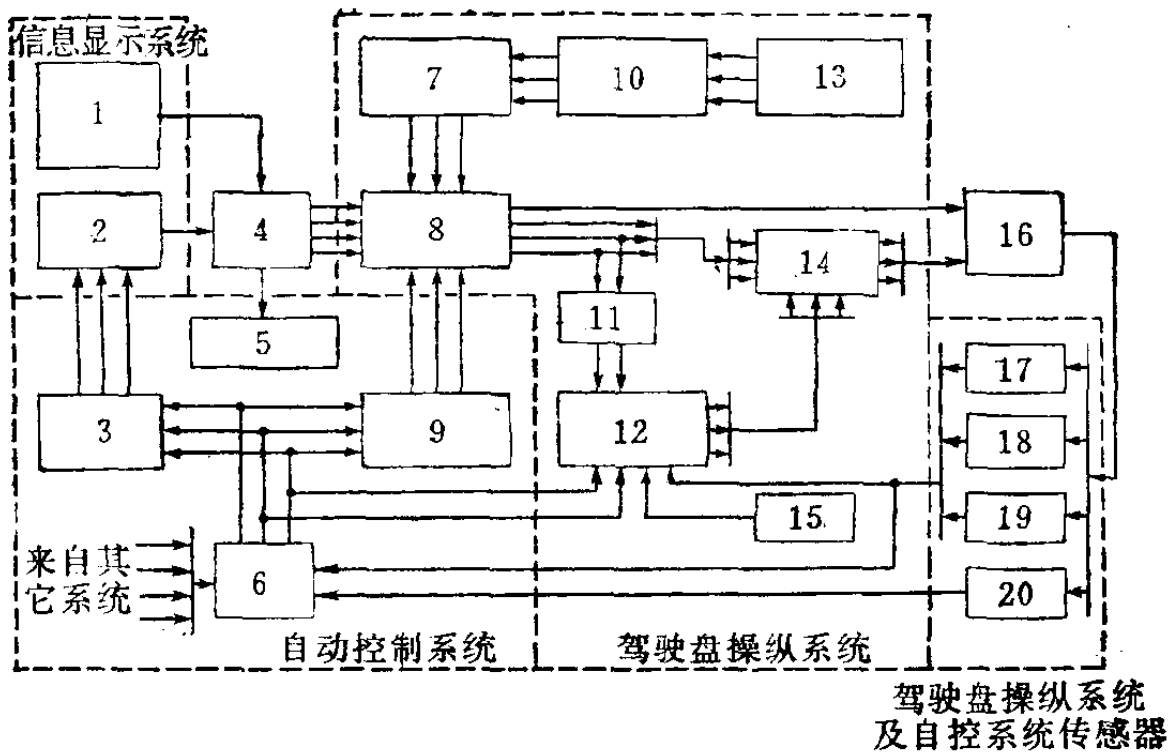
绪 论

驾驶成套装置可以定义为飞机或直升机机载设备的一个部分,它将由手控操纵和半自动操纵解决的相互关联的任务,执行自动飞行以及给乘员显示驾驶和完成飞行任务所必须的信息等几个方面从功能上连接成一个整体。驾驶成套装置的功用是:

- 改善飞机(直升机)稳定性和操纵性;
- 手动,半自动和全自动地控制飞行轨迹;
- 稳定飞机(直升机)角位置;
- 预防(限制)危险飞行状态;
- 驾驶-导航,搜索,监控,及其信息的显示。

驾驶成套装置(图 B1)包括三个基本功能系统即:驾驶盘(杆)操纵系统,自动控制系统和信息显示系统。第一个系统功能是在工程上实现手控操纵,改善稳定性和操纵性,预告由于设备事故或驾驶员错误动作造成的危急情况。这个系统中包括具有操纵杆的机械操纵线系和液压助力器以及部分自动化装置:载荷机构和载荷自动器,带计算机和传动装置的平衡自动器,调整装置,带有操纵杆位置传感器和串联舵机的增稳和增控子系统以及临界飞行状态或危险飞行状态限制器。通常在驾驶盘操纵系统中反映被控制对象的状态的传感器是线加速度传感器,角速度传感器和角度传感器。

自动控制系统的功用是用来保证飞机(直升机)角位置



图B.1 驾驶成套装置总原理框图

1—显示和信号装置；2—驾驶指挥仪；3—协调部件；4—飞行员；5—控制台；6—自动控制系统计算机；7—载荷机构；8—操纵杆；9—并联伺服传动；10—平衡传动装置；11—位置传感器；12—增稳及控制增益系统计算机；13—平衡计算机；14—串联舵机；15—危险飞行状态计算机；16—飞机；17—加速度传感器；18—角速度传感器；19—角度传感器；20—修正给定器。

的稳定及自动或半自动地控制其飞行轨迹，规定的轨迹可以由其它机载设备如机载数字计算机、自动飞行系统计算机形成或由驾驶员给定。自动控制系统的主要部件有形成轨迹控制指令和发动机推力控制指令的计算机，并联伺服拖动和控制台。由自动控制系统计算机形成的指令控制助力拖动移动操纵杆或驾驶盘操纵系统并传至飞机（直升机）的舵面，在半自动控制系统中还要传给驾驶指引仪的指针。自动控制系统要利用手控操纵系统传感器的信号以及导航和其它机载系

统的信号，还要利用包括于自控系统中的高度、速度， M （马赫数）数修正-给定器的信号。

信息显示系统包括所有装置于飞行员工作并给飞行员提供保证飞机驾驶和完成飞行任务所必须信息的所有显示装置。信息显示系统不仅包括装在仪表板上的目视仪表和信号装置，而且还包括了另一种时髦的显示装置：语言指令部件（语言信息器）或触觉信号装置。

驾驶成套装置的决定性功能之一是它所解决的任务量和它的功能内容。驾驶综合装置完成的功能可以分成几组并分别保证：

——控制飞行及机载系统的可能性和飞行任务的执行（飞行员操纵动作向飞机和系统的操纵控制机构的传递；信息的显示）；

——对给定飞机的所有机动性能的充分利用的可能性；

——对飞机（直升机）上所有人优点的最大可能的利用；在飞行中解决问题数量的扩大和完成概率的提高，在复杂情况下的决策，系统故障时的逻辑作用及失事情况的消除等等；

——作为手控操纵和自控操纵对象的飞机（直升机）最优性能；

——建立飞行员的合理工作条件，排除在完成飞行任务时很快疲劳和工作可靠性的严重降低；

——飞行安全性和驾驶成套装置设备功能可靠性的规定水平。

驾驶成套装置设计首要是确定它的功能内容，在此基础上考虑其组成轮廓即组成驾驶成套装置设备和考虑到重量、

尺寸、能源和维护等方面限制的设备特性。一般情况下，设计组成驾驶成套装置时要进行合理数目方案（二中取一）的制定并按选择的效能准则进行比较。制定和选择驾驶成套装置的效能准则有其独具的特殊性，即必须考虑飞行员的作用结果，这种特殊性表现于除了纯技术性指标（快速性、精确性、复杂性、可靠性等）之外在评价驾驶成套装置时还要考虑人机工程学的指标（心理生理学的紧张程度，飞行员参与控制时的负荷程度，错误动作的概率等）。在一般情况下为了进行驾驶成套装置的比较，评定可能得到表现全部或大部分局部效能准则的广义效能准则。

通常构成驾驶成套装置的目的是按规定的设备批量和成本达到最大限度的效能或者是按给定的效能准则的数值保证最小批量（成本）。这个任务可通过在地面飞行练习器或在飞行中进行驾驶成套装置实验评定来解决；甚至可用分析的方法——利用在预先进行的实验研究的基础上获得的效能准则和驾驶成套装置所包含的设备间的关系，也可以采用建立人-操作者数学模型的数学方法和半实物模拟的方法。

人-操作者特性的形式化是相当困难的，但是有着足够详细的有关其传递函数的数据，在多数类型和条件下闭环控制传递函数有足够详细的资料，对于目视、听觉和其它类型的分析器官的情况也是如此。这些数据目前已经能够在设计构成手控操纵系统、自控操纵系统中采用，在某些情况下设计信息显示系统时也可采用。因此当进行驾驶成套装置方案论证和模拟实验时为了缩减实验研究的规模经常利用驾驶人员操作业务的数学模型。

第一章 飞机驾驶盘操纵系统

1.1 驾驶盘操纵的机械系统

驾驶盘操纵系统由操纵杆、机械（或电气的）操纵线系、改善飞机飞行品质和操纵线系特性的自动装置组成，同时还包括限制临界飞行状态的自动器。驾驶盘操纵系统用于手控操纵飞行并保证作为控制对象的飞机适当飞行品质。最重要的飞行品质特性——安定性和操纵性指标。

安定性决定了当外部扰动作用消失后在没有飞行员的干预下飞机恢复其原来所建立的飞行状态的能力。在纵向运动中飞机分为按过载（短周期扰动运动的安定性）和按速度（长周期扰动运动的安定性）区分的安定性，在侧向运动中则分为航迹或风向安定性（沿侧滑角的轨迹安定性），横向安定性（横滚扰动运动的安定性）和螺旋安定性^[39,67]。

操纵性决定于当飞机的舵面偏转时飞行参量随之改变的能力，并分为动态和静态操纵。动态操纵性由确定过载（攻角）和侧滑的过渡过程特性的、在纵向和侧向短周期振荡运动的固有频率和相对阻尼系数来表征。飞行员按照飞机在完成急剧的机动飞行时飞机《服从杆（脚蹬）》的能力评价飞机的操纵性。

静态操纵性由力和位移的梯度以及平衡曲线族来表征。静态纵向操纵性由驾驶盘（杆）（或操纵杆）上的力和位移对

过载的梯度来评定。若假设升降舵舵面偏角 δ_B 正比于操纵杆或位移 X_B (或是转角 δ_n) (图1.1 a),

$$\delta_B = \lambda_{x_B} X_B \quad (1.1)$$

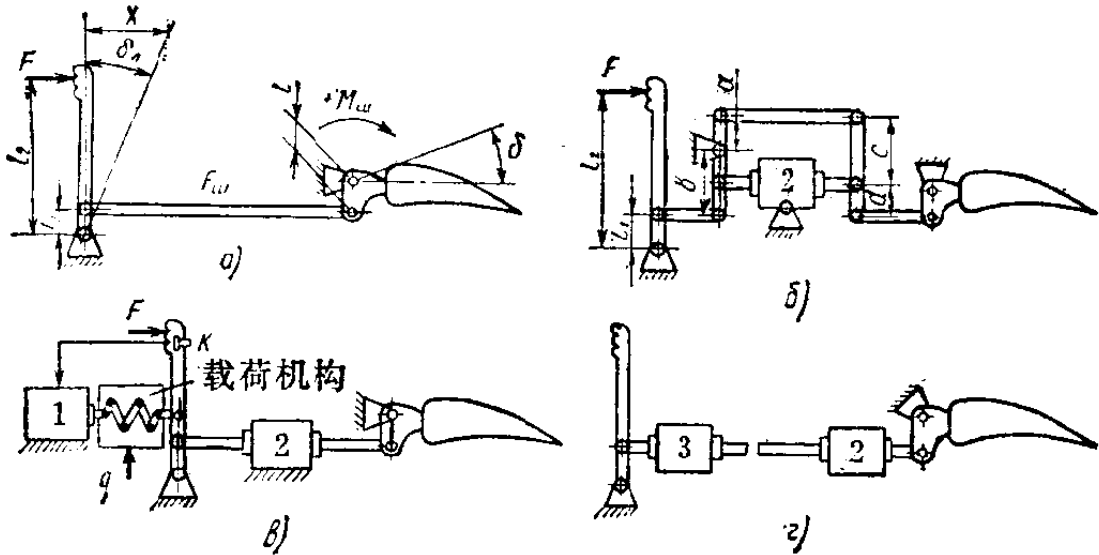


图1.1 飞机舵面操纵系统图

(a) 无液压助力器; (b) 有可逆液压助力器; (c) 不可逆液压助力器; (d) 有中间液压助力器 (液压放大器);
 1—电气拖动; 2—助力器; 3—中间助力器。

而稳定的法向过载增量正比于升降舵效率系数, $k_{n_y}^{\delta_B}$, 也就是 $\Delta n_y = k_{n_y}^{\delta_B} \delta_B$, 这时, Δn_y 和 X_B 的关系表示为:

$$\Delta n_y = k_{n_y}^{X_B} X_B \quad (1.2)$$

式中

$k_{n_y}^{X_B} = \lambda_{x_B} k_{n_y}^{\delta_B}$ —— 过载增量和操纵杆位移间的传输系数;

λ_{x_B} —— 舵面偏角和操纵杆位移间的传输系数。

$k_{n_y}^{X_B}$ 的倒数称做位移对过载的梯度或者操纵杆对过载的行程系数, 即

$$X_{B}^{n_y} = \frac{1}{k_{n_y}^{X_B}} = \frac{dX_B}{dn_y} \quad (1.3)$$

与此相似，取 $X_B = \lambda_{F_B} F_B$ ，确定过载和操纵杆上的力 F_B 之间的传输系数

$$k_{n_y}^{F_B} = \lambda_{F_B} \lambda_{X_B} k_{n_y}^{X_B} \quad (1.4)$$

以及力对过载梯度或者纵向力在过载上的消耗系数

$$F_{B}^{n_y} = \frac{1}{k_{n_y}^{F_B}} = \frac{dF_B}{dn_y} \quad (1.4a)$$

除了这些主要梯度之外，在纵向通道经常还研究两个梯度：对速度的位移梯度 X_B^V 和对速度的力梯度 F_B^V ，这些梯度用来确定当 $n_y = 1$ 时为使飞机过渡到其它状态每变化单位速度时操纵杆上所需的位移和力。

$$\begin{aligned} X_B^V &= \frac{\partial X_B}{\partial V} \\ F_B^V &= \frac{\partial F_B}{\partial V} \end{aligned} \quad (1.5)$$

方向舵和副翼通道中作为静态操纵性的指标通常研究下列梯度：

——脚蹬上的偏移和力对侧滑角的梯度

$$\begin{aligned} X_H^{\beta} &= \frac{dX_H}{d\beta} \\ F_H^{\beta} &= \frac{dF_H}{d\beta} \end{aligned} \quad (1.6)$$

——脚蹬上的偏移及力对偏航角速度的梯度

$$X_H^{\omega_y} = \frac{dX_H}{d\omega_y}$$

$$F_{H^y}^\infty = \frac{dF_H}{d\omega_y} \quad (1.7)$$

——脚蹬上的偏移及力对倾侧角的梯度

$$X_H^\gamma = \frac{dX_H}{d\gamma}$$

$$F_H^\gamma = \frac{dF_H}{d\gamma} \quad (1.8)$$

——在驾驶盘（操纵杆）上的转角及力对倾侧角的梯度

$$X_3^\gamma = \frac{dX_3}{d\gamma}$$

$$F_3^\gamma = \frac{dF_3}{d\gamma} \quad (1.9)$$

——在驾驶盘上的转角及力对倾侧角速度的梯度

$$X_3^{\omega_x} = \frac{dX_3}{d\omega_x}$$

$$F_3^{\omega_x} = \frac{dF_3}{d\omega_x} \quad (1.10)$$

平衡曲线族确定了当在稳态飞行状态飞机平衡时操纵杆的位置及其上的力。操纵杆的平衡位置比例于操纵面的平衡偏转角，也就是当飞机上的各种力矩对于飞机重心达到平衡时的偏转角 $X_{\delta_{a\pi}} = 1 / \lambda_x \delta_{\delta_{a\pi}}$ 。升降舵操纵杆对空速的（或马赫数的）平衡曲线族和对不同法向过载的升力系数 c_y 的平衡曲线族实际最有意义。

方向舵和副翼的平衡位置在 $\gamma = 0$ 和 $\beta = 0$ 直线飞行时应等于零。由于飞机的几何和刚性不对称性，这种情况一般是不存在的。既然不同的飞机甚至同种型式飞机结构的不对称性都具有随机性，所以此种平衡曲线族的利用一般是很困难的。

现代超音速飞机的纵向平衡曲线族（图 1.2）由于在跨音速区域所特有的速度不稳定性，所以具《汤匙状》。在克服音障区域中的加速时存在的《汤匙状》导致将飞机《拖入》俯冲，而在制动时则使法向过载骤增，这在不利情况下可导致飞机超过极限过载。为了防止《拖入》俯冲和过载的骤增要求飞行员在这种情况下采取非常措施：当加速时要向怀里带杆，当制动时则向怀外推杆。

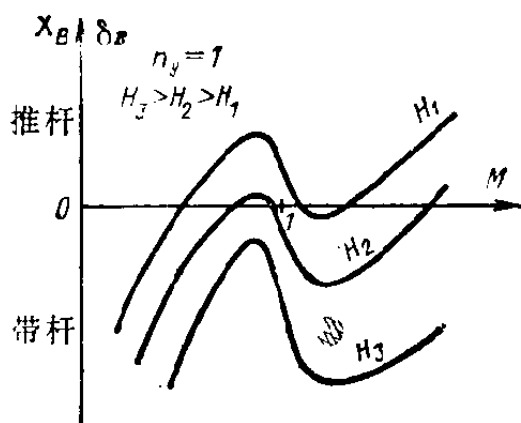


图1.2 超音速飞机升降舵操纵杆平衡曲线

操纵杆上的力 F 比例于铰链力矩 M_w （见图 1.1, a）。

$$F = \frac{l_1}{l_2} F_w = \frac{l_1}{l_2} \frac{M_w}{l} = k_w m_w S_p b_p q \quad (1.11)$$

式中 F_w ——建立铰链力矩时操纵线系上的力；

m_w ——铰链力矩系数；

S_p 和 b_p ——舵面面积和翼弦长；

$q = \rho V^2 / 2$ ——速度头；

ρ ——空气密度。

当飞行速度增加时，铰链力矩因而操纵杆上的力都将随速度的平方而增加，这就造成驾驶困难以及导致飞行员的疲劳。在亚音速情况下减小这些力的有效手段是轴向空气动力补偿和可逆液压助力操纵（见图 1.1, b）当使用反馈式液压助力器或者液压放大器——具有大的力放大系数的液压随动系统——时，铰链力矩形成的部分载荷由助力器的作动筒 B 承受，而剩余的载荷通过机械操纵线系传递且形成操纵杆力，

这些力等于

$$F = \frac{l_1}{l_2} \frac{a}{b} \frac{d}{c} F_{\text{M}} = k_{\text{M}} k_{\text{o.c}} M_{\text{M}} \quad (1.12)$$

式中 $k_{\text{o.c}} = ad/bc$ ——系统反馈系数。

在超音速飞机上液压助力器按不可逆系统构成（见图 1.1, 6）。这时铰链力矩全部由助力器作动筒承受，而为了模拟操纵杆力通常采用弹簧载荷机构 M3，这时操纵杆力和其偏离成比例：

$$F = CX \quad (1.13)$$

式中 C ——载荷机构的弹簧刚度。

所讨论的飞机操纵性指标决定于：第一，飞机的空气动力学性能，这是和飞机构造及重心有关的；第二，飞行状态；第三，操纵线系的运动特性和动力特性。

飞机的机械操纵线系可以由钢索构成（非刚性的，柔性的）或是由硬式拉杆和摇臂构成（刚性的）。在飞机上多采用钢索操纵线系，由于它较轻，占据较少空间，且比同等刚性操纵线系价廉。这些长处在于具有长距离联系的操纵线系的重型飞机更为突出，但是钢索操纵线系与刚性操纵线系比较，其静特性和频率特性较差，且摩擦较大。

机械传动的特性实际上受摩擦、间隙、非线性型不灵敏区、温度变化、飞机结构的弯折振动的影响，同时也受线系长短、弹性和重量的影响，这些因素就给操纵线系带来惯性和相位滞后。

图 1.3 示出 B-52 轰炸机的升降舵通道钢索操纵线系作为非刚性操纵线系的例子。这个线系中转盘式驾驶柱 1 的转动通过驾驶柱断开接头 11、钢索线系扇形轮 10、钢索系及摇

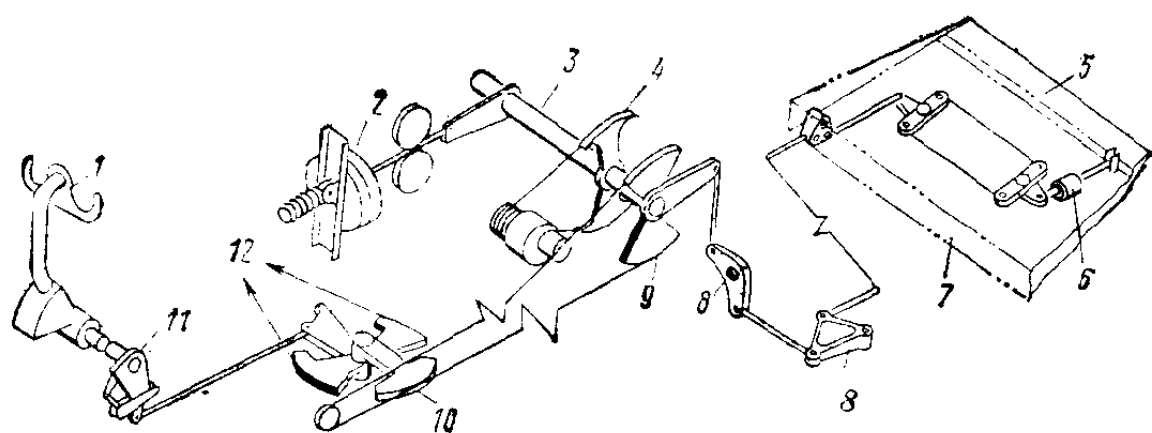


图1.3 B-52 轰炸机升降舵通道钢索操纵线系的运动系统
 1—转盘式驾驶柱；2—驾驶柱上作为速度头函数的力梯度修正机构；
 3—升降舵转轴；4—接入自动操纵线系的扇形轮；5—升降舵调整片；
 6—阻尼器；7—升降舵；8—摇臂；9—钢索张紧调整器；10—钢索传
 动扇形轮；11—转盘式驾驶柱断开接头；12—连向副驾驶员的转盘式
 驾驶柱。

臂 8、钢索张紧调节器 9 和舵面转轴 3 传到升降舵 7。在转轴上装有作为速度头函数的转盘式驾驶柱的力梯度修正机构 2 和接入自动操纵线系的扇形轮 4。轴的转动通过拉杆和摇臂传至升降舵调整片 5，在调整片传动线中装有阻尼由阵风干扰引起的振动的装置 6，副驾驶员的驾驶柱和主驾驶员的驾驶柱通过钢索 12 并联。升降舵通道操纵线系统重量为 130 千克，而飞机的全部操纵线系重量超过 350 千克。

图 1.4 示出了战斗机 F-111A^[93] 的差动安定面通道的刚性传动机构，其操纵杆的偏移借助拉杆系统、摇臂和滚柱导轨传递至安定面的左托架和右托架的液压放大器的分油活门。由于飞机上采用不可逆的液压助力操纵，所以在操纵线系统中安设了弹簧加载机构 6、9 和 16，保证飞行员在操纵杆上能感觉到力，在两个通道中都装置了操纵杆位置传感器

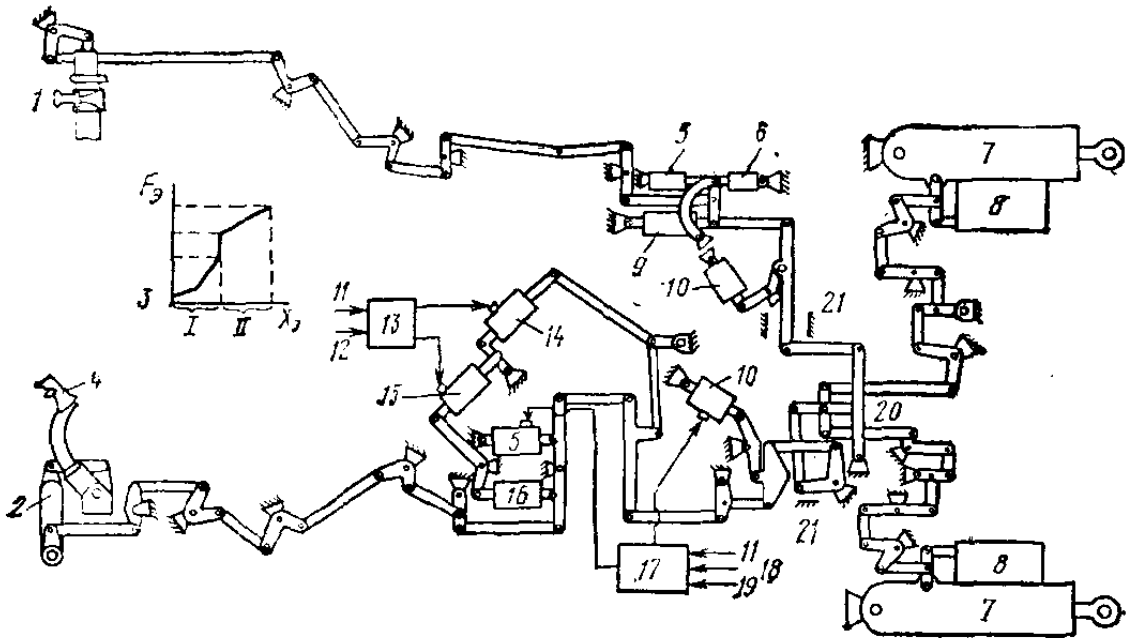


图1.4 战斗机F-111差动安定面通道刚性传动系统

1—倾侧通道；2—俯仰通道；3—倾侧通道加载机构特性（I—《软》弹簧；II—《硬》弹簧）；4—操纵杆；5—操纵杆位置传感器；6—带《软》弹簧的加载机构；7—液压放大器；8—分油活门机构；9—带《硬》弹簧的加载机构；10—阻尼器助力传动装置；11—由自控操纵系统来的控制指令；12—由操纵杆上的调整片按钮来的信号；13—加载及调整片环节；14—串联调整片舵机；15—调整片效应机构；16—俯仰通道加载机构；17—纵向操纵自动器计算机；18—来自角速度传感器的信号；19—来自法向加速度计的信号；20—混合器；21—限动器。

5，它的信号送给倾侧阻尼器和纵向操纵自动器17以改善飞机的稳定性和操纵性，倾侧和俯仰操纵作用的各自独立性借助于混合器20（差动求和装置）实现。倾侧阻尼器舵机10和纵向操纵自动控制系统通过差动摇臂连接在操纵线系中。

在纵向通道飞机的平衡和调整量借助于串联舵机14和并联调整片舵机15（调整片效应机构）进行。沿倾侧方向操纵杆和倾侧阻尼舵机控制安定面托架偏转范围 $\pm 8^\circ$ 。俯仰方向手操纵安定面偏转范围 $+14^\circ$ 至 -22° ，调整片效应机构 $+8^\circ$ 和 -10° 。串联调整片舵机 $+4^\circ$ 和 -10° 。纵向操纵自动

器助力传动 $\pm 13^\circ$ 。脚踏行程及方向舵偏转范围 $\pm 30^\circ$ 。F-111 战斗机的刚性操纵线系是轰炸机 B-52 钢索操纵线系的两倍价格。其重量为 215 千克,此重量接近 B-52 飞机的传动系统的 $2/3$,但是战斗机的尺寸比轰炸机尺寸小得多(飞机长度分别为 22.4 米和 47.6 米,相应的翼展分别为 19.2 米和 56.4 米)。显然,如果轰炸机的操纵线系采用拉杆和摇臂,则其重量比战斗机的操纵线系重得多。

具有助力操纵的重型飞机经常采用两级机械操纵系统(图 1.1, 2),其中邻近操纵杆安装辅助的《小型》或者过渡液压放大器,两级传动系统成功地减小了间隙并消除了在长距离钢索操纵线系中作用的摩擦力对操纵杆的传递。此时为了排除由过渡液压放大器至动力传动部分这一段的大的弹性变形,两级机械操纵系统的刚度应比单级机械系统强。

1.2 部分自动化的手段

改善飞机和机械操纵线系特性和提高飞行安全性的自动化手段,或是手动操纵部分自动化的手段如下:

- 调整片自动器或自动调整片;
- 加载自动器;
- 操纵调节自动器;
- 平衡自动器;
- 俯仰,偏航,倾侧阻尼器;
- 纵向和侧向操纵自动器;
- 危险状态限制自动器或极限状态限制自动器。

调整片自动器的功用是消除操纵线系中的力(力的平衡),在稳定飞行状态飞机舵面应处在平衡位置,该位置与飞

行高度和速度，质量，重心，空气动力的不对称和飞机外形等有关。当着确定给定状态的条件变化时，或是飞行状态更替时，舵都必须偏转至新的平衡位置，并保持在新的位置上，同时在操纵杆上附加一恒定的力以平衡舵面的铰链力矩。这种持续的附加于操纵杆上的力借助于允许改变操纵杆上力的调整片（辅助操纵面）来提供。为此在纵向通道中可以利用可动水平安定面，它可在飞行中改变安定面的角度。

调整片的操纵可以自动化。为此调整片装置了专门的传动-调整片舵机，而且在操纵线系中有动力传感器，它的信号用来控制调整舵机（图1.5）。

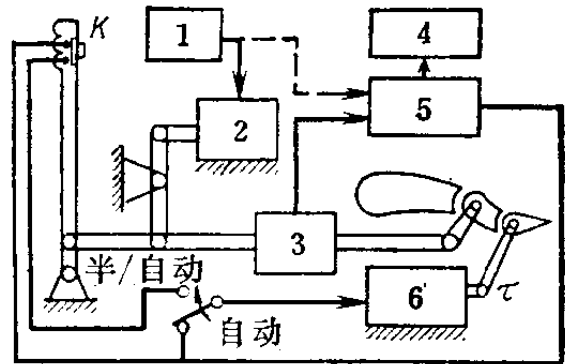


图1.5 调整片自动器结构图

1—自动控制系统；2—自动控制系统舵机；3—动力传感器；4—调整片自动器指示器；5—调整控制环节；6—调整片舵机。

控制调整部分仅当操纵线系中存在持续作用力时保证接通调整舵机。防止调整自动器对短时间作用力的反应（这种短时间作用力是由飞行员当克服随机扰动时的操纵动作或当完成机动飞行时引起的）依靠引入时间为 Δt_0 (1.5~6 秒钟) 的定时延迟来达到。时间延迟 Δt_0 有可能导致调整片回路自振的出现。为了在回路中消除自振引入具有非灵敏区的环节，其非灵敏区宽度确定了操纵线系中的剩余力 $F_{\text{дон}}$ ，且选择时应考虑剩余力不致引起飞机的过载超出预先选定的允许值，调整自动器的控制规律可能为下列形式^[52]：

$$\left. \begin{aligned} p\tau &= p\tau_0 e^{-\Delta t_0 p} \text{sign} F_{\text{ДД}} & \text{当 } F \geq F_{\text{дон}} \\ p\tau &= 0 & \text{当 } F < F_{\text{дон}} \end{aligned} \right\} \quad (1.14)$$

式中 τ ——调整片偏转角；

$p\tau_0$ ——需要的调整速度；

$F_{\text{ДД}}$ ——由动力传感器测得的力。

调整片总是偏向与飞机舵面偏转方向相反的方向，从而减低了其效能，因此需要的调整速度选得要尽可能小。 $p\tau_0$ 的下限由舵面平衡位置的变化速度决定，该变化速度在低速飞行状态，也就是说在着陆状态最大，一般在进入着陆状态时 $p\tau_0$ 不高于每秒钟几十度，因而在调整自动器中允许采用《低速》舵机。

调整自动器（见图1.5）还可以工作于半自动状态^[7]，为此在结构图中附加了装在驾驶盘上的转接开关《АВТ. —П/авт》（自动一半/自动）及按钮 K 。当转接开关在 П/авт（半自动）位置时，调整片舵机的电源仅在按钮 K 按下时，由调整控制盘送入。显然，调整片舵机也可用于飞机的手动平衡。在这种情况下舵机的电源是通过装在驾驶盘或操纵杆上的调整按钮送入。

作为所研究的调整自动器的例子可举出在 Ил-18, Ту-124, Ту-134 等飞机上用的 АТ-2 调整自动器。这种自动器用于升降舵的自动调整，给飞行员提供作用于升降舵操纵线系中作用力的显示并给出超过其极限值信号。在成套 АТ-2 中包括弹簧复现力传感器（传感器重量 1.75 公斤），调整控制盘 БУТ-3，调整自动器指示器 УАТ-3 和用来使升降舵调整片偏转的电动机构 УТ-15^[66]。

当飞机在自控操纵飞行时升降舵的铰链力矩由自控操纵系统舵机承受，飞行员在操纵杆上感觉不到力因而不能用手调整升降舵的调整片。如果未调整升降舵时自控操纵系统断

开，则由于铰链力矩作用升降舵猛然恢复到中间位置。由此引起的过载可能达到相当大的值。特别危险的是，当自动操纵系统突然断开，例如出现故障，此时飞行员对提前断开自动操纵系统没有思想准备。因此当自控操纵飞行时在升降舵通道中一定要采用自动调整装置。

在飞机的侧向操纵通道中方向舵和副翼的平衡位置随飞行状态变化较小，只有在完成长时间机动飞行或者在特殊情况下（例如发动机停车）才会产生较大的恒定力。因此在倾侧通道中自动调整采用得很少（照例是在重型飞机上采用）。一般仅限于装置力指示器以辅助飞行员及时的发现和排除该力。

当飞机上装有自控操纵系统时，调整自动器可以不需要动力传感器，在这种情况下利用自控操纵系统的舵机放大器输出信号代替操纵线系中的力传感器（图 1.5 中这种回路用点线表示）。当自控操纵系统工作时，舵的铰链力矩由舵机力矩平衡。因此舵机力矩和放大器输出信号的方向和数值比例于操纵线系中的力。这种调整自动器的缺点是仅能在自控操纵系统工作时起作用，而具有动力传感器的调整自动器可以自主工作，后者的最大缺点是在操纵线系中必须有力传感器。

加载自动器 飞机对飞行员操纵动作的反应由在操纵杆上感觉的力（感觉力）的推动和位移，感觉到的过载（加速度），驾驶指示器的示数以及周围环境部分相对移动的变化了的目视检验等来评定。在上列各种因素的综合作用基础上使驾驶员形成《操纵感觉》或者《飞机感觉》，这些感觉中最主要的就是操纵杆上力的感觉。因为飞行员感觉力的变化比位移的变化要好。当采用不可逆液压助力系统时操纵杆上力的