

第 6 章 飞机的闭环控制及主动控制技术.....	1
6.1 飞机闭环控制的基本原理.....	1
6.1.1 飞机飞行操纵系统概述.....	1
6.1.2 飞机的闭环控制.....	4
6.1.3 自动飞行控制原理.....	4
6.2 纵向闭环控制基本原理.....	6
6.2.1 俯仰姿态控制.....	7
6.2.2 高度控制.....	8
6.2.3 速度控制.....	9
6.3 横航向闭环控制基本原理.....	11
6.3.1 倾斜角控制.....	11
6.3.2 偏航角控制.....	13
6.4 主动控制技术.....	15
6.4.1 概述.....	15
6.4.2 放宽静稳定性.....	16
6.5 驾驶员诱发振荡.....	19
6.5.1 纵向人-机系统结构图	20
6.5.2 横航向人-机系统结构图	21
6.6 思考题.....	22

第 6 章 飞机的闭环控制及主动控制技术

目前的先进飞机中,已经广泛地采用了各种自动控制器,也常常采用主动控制技术以改善飞机稳定性和操纵性,提高飞机的飞行性能等。此时,飞机本体的开环特性,已经不能代表飞机飞行时真实的动态特性。因此,为了适应自动化飞行的需要,本章研究自动化飞行的理论基础——飞机的闭环控制,在此基础上还介绍部分主动控制技术的知识以及飞行动力学的前沿课题之一的人-机系统闭环控制的驾驶员诱发振荡 (Pilot Induced Oscillation, 简称 PIO)。

6.1 飞机闭环控制的基本原理

飞机闭环控制的重要组成部分就是飞机的飞行操纵或控制系统。

6.1.1 飞机飞行操纵系统概述

飞机飞行操纵系统是根据飞行员的要求,传递操纵信号,偏转舵面,使飞机完成预定飞行动作的机械/电气系统。飞机飞行操纵系统是飞机的主要系统之一,它的工作性能是或否良好,在很大程度上影响着飞机的性能和品质。

6.1.1.1 飞机飞行操纵系统的分类

飞机飞行操纵系统的分类从不同的角度出发,有不同的分类方法。根据操纵信号的来源,通常把飞机飞行操纵系统分为两大类:一类是人工飞行操纵系统,其操纵信号是由飞行员发出的;另一类是自动飞行控制系统,其控制信号是由系统本身自动产生的。

飞机的纵向、横向和方向操纵系统、增升和增阻操纵系统、人工配平系统、直接力操纵系统以及其他用人工来改变飞机外形的操纵系统,均属于人工操纵系统。

自动飞行控制系统是对飞机实施自动或半自动控制、协助飞行员工作或自动控制飞机对扰动响应抑制的系统。如自动驾驶仪、发动机油门的自动控制、结构振动模态抑制等控制系统都属于这一类。

在人工飞行操纵系统中,通常又分为主操纵系统和辅助操纵系统。对于飞机飞行品质产生重大影响的是飞机俯仰、滚转和偏航操纵,这 3 个轴的操纵系统称为主操纵系统。增稳或控制增稳操纵系统和主动控制技术中的某些系统作为主操纵系统的附加系统也属于主操纵系统。其他如襟翼、减速板、配平调整片的操纵系统和改变机翼后掠角的操纵系统均属于辅助操纵系统。但对随控布局飞机来说,其操纵面除去全动平尾、副翼和方向舵外,还可能有前、后缘襟翼、水平鸭翼和前鳍(垂直鸭翼)等操纵面,因而不能很明显地划分主、副操纵系统。

6.1.1.2 飞机飞行操纵系统的发展和展望

自飞机诞生以后的前 30 多年中,飞机的主操纵系统是简单的机械操纵系统,先是钢索(软式)操纵,后发展成为拉杆(硬式)操纵。在这种操纵系统中,驾驶杆(或脚蹬)的运动即相当于舵面运动,可以不考虑系统本身的动态特性问题。只要对摩擦、间隙和系统的弹性变形加以限制,就可以获得满意的系统性能。

随着飞机尺寸和质量的增加,飞行速度不断提高,即使使用了气动力补偿,驾驶杆操

纵力仍不足以克服舵面铰链力矩。20 世纪 40 年代末出现了液压阻力器,实现了助力操纵。助力操纵系统有两种类型,一种是可逆的助力操纵系统,一种是不可逆的助力操纵系统。

当超声速飞机出现之后,飞机在超声速飞行时的焦点大幅度后移,纵向稳定力矩剧增,此时需要相当大的操纵力矩以满足飞机机动性的要求。可此时在机翼和尾翼上出现了超声速区,它堵塞了扰动向前传播的道路,导致升降舵的操纵效能大大下降。这样就不得不采用全动平尾。而全动平尾的铰链力矩数值变化范围较大,无法选择适合的传动比,因而不得不采用不可逆的助力操纵系统。不可逆的助力操纵系统的操纵力由人工载荷感觉器提供,并设置了调整片效应机构。为了满足从低空到中空大速度飞行时的静操纵指标,又设置了力臂自动调节器。遂组成了相当复杂的不可逆助力机械操纵系统。

由于高超声速飞机的飞行包线较大,飞机气动外形很难既满足低空低速要求,同时又满足高空高速要求。因而在高空超声速飞行时,飞机的纵向静稳定性急剧增强而固有阻尼变小,会出现动稳定性的问题,即出现纵向短周期振荡;由于荷兰滚阻尼的下降,飞机会出现较强的横航向振荡。

飞行员对于上述两种模态来不及反应,也无能为力。提高纵向阻尼和横航向阻尼的方法是在飞机的三个轴向操纵系统上各附加上自动增稳系统,从而形成增稳操纵系统(SAS)。增稳操纵系统是用速率陀螺和加速度计测量飞机的振荡模态,并借助舵面的偏转运动来造成人工阻尼,使振荡模态很快衰减下来,弥补飞机外形和质量分布上的缺陷,使飞机在高空、高速或在大迎角飞行状态下也具有稳定的性能。从飞行员的操纵角度来看,增稳操纵系统是飞机的组成部分,与飞机本体组成“等效飞机”。飞行员所操纵的正是这种“等效飞机”。通常在系统设计时要求:当增稳操纵系统工作时,飞机具有良好的飞行性能;当系统失效时,飞机仍具有可以控制的飞行状态,以保证飞行安全。因此,增稳操纵系统的操纵权限不宜太大,一般只有全权限的 3~6%。

由于增稳操纵系统在增大飞机阻尼和改善动稳定性的同时,必然会在一定程度上削弱飞机操纵反应灵敏度,从而降低飞机的操纵性。为了消除这个缺陷,在自动增稳操纵系统的基础上研制了控制增稳操纵系统(CAS)。控制增稳操纵系统与增稳操纵系统的不同之处在于它除了具有来自速率陀螺和加速度计起增稳作用的电信号外,还综合了来自飞行员操纵驾驶杆(或脚蹬)的电指令信号,两者的极向是相反的。因此,控制增稳操纵系统可以采用较高的反馈增益,提高回路阻尼和增加飞机的稳定性。若飞行员进行操纵,输出控制信号可使高阻尼信号减小,从而获得所需的响应,改善飞机的操纵性和机动性。此外,控制增稳操纵系统的操纵权限可以增大到全权限的 30%。考虑故障安全,系统必须是余度系统。

综上所述,以不可逆助力机械操纵系统为主操纵系统的飞行操纵系统越来越复杂化,并由于机械系统中存在着摩擦、间隙和弹性变形,始终难以解决精微操纵信号的传递问题。20 世纪 70 年代,电传操纵系统(Fly-by-wire-system,简称 FBWS)得以成功实现,它正在取代不可逆助力机械操纵系统而成为主操纵系统。

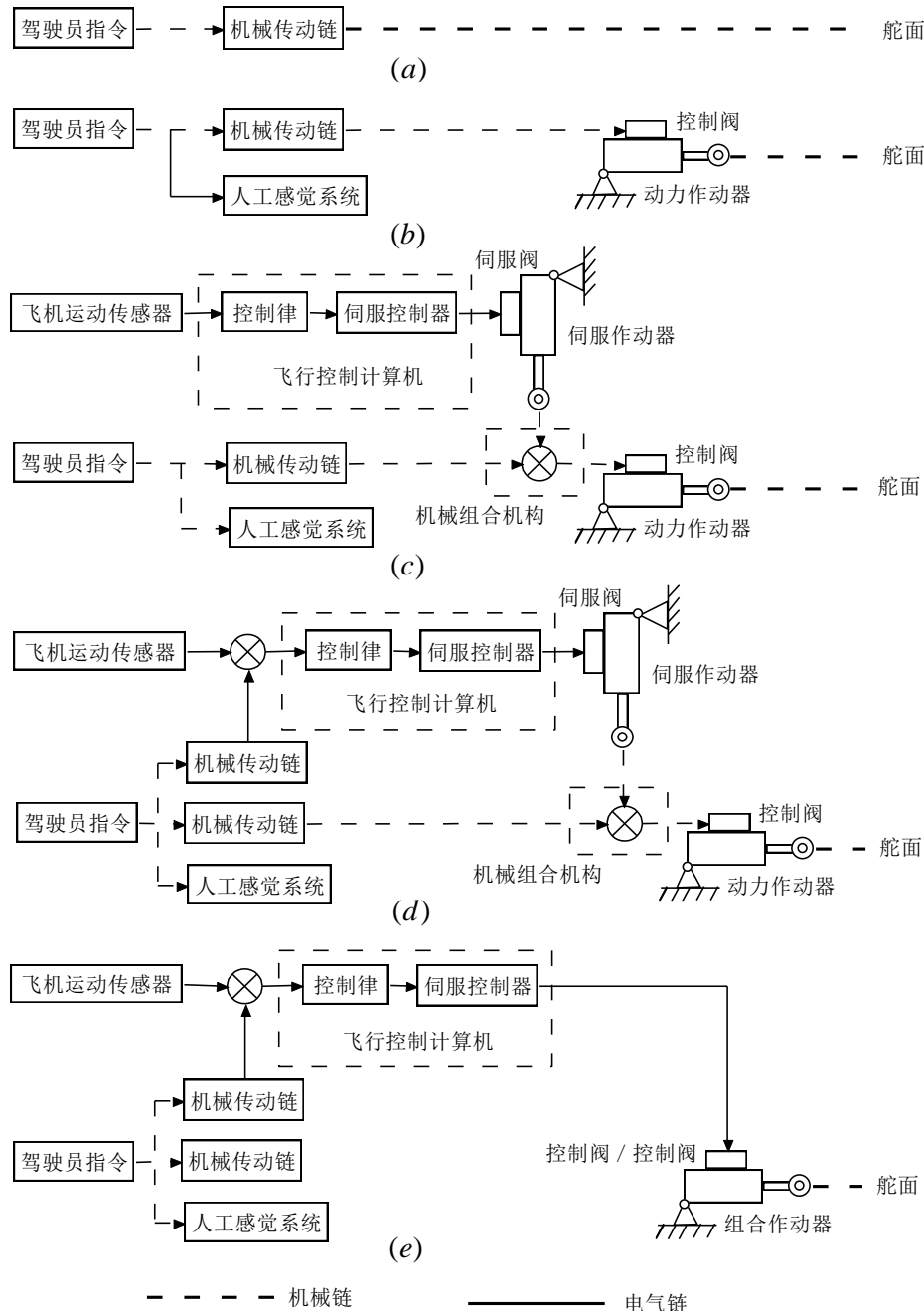
电传操纵系统是控制增稳操纵系统的必然产物。若把操纵权限全部赋予控制增稳操纵系统,并使电信号优先于机械信号而工作,机械系统居于备用地位,这就称为“准电传操纵系统”。若把备用的机械操纵系统取消,就称为“纯电传操纵系统”,简称“电传操纵系统”。电传操纵系统和部分大权限的控制增稳操纵系统又称为高增益系统。高增益系统的出现,就把飞机特性和操纵系统特性有机地结合成一体。研究飞机的静、动态特性就必须结合操纵系统的静、动态特性一起研究。

电传操纵系统是现代技术发展的综合产物。微电子技术和计算机科学的发展、可靠性理论和余度技术的建立为电传操纵系统奠定了基础,余度系统赋予它较高的战伤生存力,因而促进了它的实现。

电传操纵系统具有完善的反馈控制回路,容易满足操纵性和稳定性所规定的指标要求,保证了飞机的良好飞行品质。更重要的是,它为主动控制技术奠定了基础。电传操纵系统

是采用主动控制技术的随控布局飞机的操纵系统的核心，因而一般认为，没有电传操纵系统，就不可能实现主动控制技术。事实上，电传操纵系统出现之后，随即就出现了主动控制技术的单功能与多功能试验机。

图 6-1 给出了上述飞行操纵系统发展的里程碑以及构成特点。



(a) 机械操纵系统 (MCS): 人工直接操纵 (b) 机械操纵系统 (MCS): 动力操纵
(c) 增稳操纵系统 (SAS) (d) 控制增稳操纵系统 (CAS) (e) 电传飞行控制系统 (FBWS)

图 6-1 飞机飞行操纵系统发展里程碑及构成特点

为了进一步发挥电传操纵系统的潜力，其又可与火力控制系统、推进系统、导航系统等系统交联，实现多模式的综合控制。与火力控制系统交联可以使歼击机作战自动化，对地面目标进行攻击时，可以提高飞机的生存力，减小受到地面炮火击中概率；在空中战中，

则可以提高命中率，同时可增加射击的机会。与推力系统交联，对于垂直/短距起降飞机特别有用，飞机可借助于推力转向产生的力和力矩，以补充或代替由操纵面偏转而产生的力和力矩。与导航系统交联，若能实现四度引导，则可使民航飞机到达目的地或军用飞机到达预定目标的时间，据估计误差不超过几秒钟。

目前电传操纵系统将以数字式电传操纵系统为主，模拟式电传操纵系统为辅。如果将来以光导纤维代替电缆，实现控制信号的光纤传导，则将形成所谓的光传操纵系统(FBLS)。

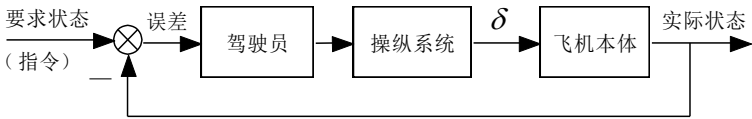
由于新型飞机的出现，可能对飞行操纵系统提出新的要求，促进它进一步发展。例如，某些先进国家正在研究采用自动修复技术和智能控制技术的自动修复飞行控制系统和智能飞行控制系统。

6.1.2 飞机的闭环控制

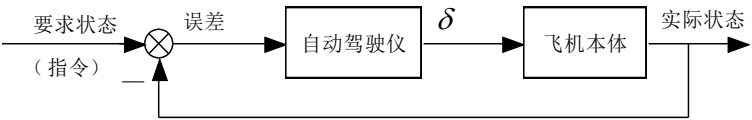
前讨论飞机的稳定特性和操纵特性属于开环特性。这是因为，当时仅仅讨论了飞机对舵面输入的响应，而不考虑操纵后飞机到达的实际状态和要求状态之间的误差(图 6-2)。这种控制，在自动控制理论中属于开环控制。但是，开环控制往往不能反应实际飞行情况。实际飞行情况是，对飞机的操纵，必须考虑操纵后所产生的误差，并加以修正。在没有自动驾驶仪的飞机中，这种误差修正由飞行员来完成，而在自动化飞行中，误差的修正则由自动驾驶仪来完成，如图 6-3 所示。这种操纵(或控制)形式，称之为闭环控制。在这种控制形式中，飞机只是整个系统中的一个部分。以图 6-3 (a) 为例，整个系统应该包括飞行员、操纵系统及飞机本体，即所谓人-机系统。而它的动态特性，也应该是指整个系统的闭环动态特性。



图 6-2 飞机开环控制结构图



(a) 非自动化飞行情况



(b) 自动化飞行情况

图 6-3 飞机的闭环控制结构图

必须指出，飞机的闭环控制问题，既是飞行力学所要研究的问题(通过研究，分析自动器对飞机动态特性的影响)，又是控制工程所要研究的问题(通过研究，确定对自动器的具体要求)。控制工程的研究重点放在自动器上，把飞机本体尽量简化为一个简单的传递函数。而对飞行力学来说，则把自动器尽量简化，不考虑它们的惯性、滞后及某些非线性因素，即用理想自动器来代替，而把研究重点放在加入自动器后，飞机动态特性的改变。这就是飞行力学与控制工程的不同之处。

6.1.3 自动飞行控制原理

自动飞行主要是由自动驾驶仪来完成的。

6.1.3.1 自动驾驶仪的基本组成

自动驾驶仪是一种能够代替飞行员稳定和控制飞机状态的自动控制装置。它一般由“给定”、“测量”、“放大”、“执行”、“反馈”等元件组成。其简单结构图如图 6-4 所示。

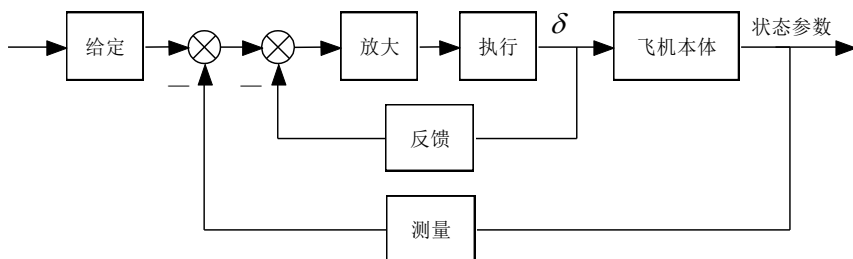


图 6-4 自动驾驶仪结构图

给定元件也称操纵元件，它根据飞行员的要求输出给定信号（或称操纵信号）。给定信号反映了飞行员所要求的飞机飞行状态。在自动驾驶仪中，飞行员利用操纵台或其他操纵装置，输出给定信号。

测量元件用以测量飞机的运动状态参数（如 θ 、 H 、 V 等），输出相应的电信号。

放大元件用以对给定信号和测量信号进行功率放大。

执行元件是根据放大元件输出的信号进行舵面操纵。自动驾驶仪的执行元件称为舵机或伺服器。

反馈元件是根据舵面的偏转，产生反馈信号。反馈信号一般分为位置反馈和速度反馈两类。

由放大元件、执行元件和反馈元件构成的回路，称为内回路，或称舵回路。而由内回路、飞机本体及测量元件又构成一个外回路。内回路保证舵偏角与综合信号之间的正确关系。外回路用以控制飞机飞行状态。它的基本原理是：通过测量元件随时测量飞机的飞行状态参数，并将测量信号与给定信号进行比较，得到偏差信号（即综合信号），偏差信号通过内回路控制舵面偏转，操纵飞机以达到消除偏差的目的。

可供自动驾驶仪控制的飞机操纵面主要有三个：升降舵（平尾）、副翼和方向舵。所以自动驾驶仪的内回路也有三个：升降舵（平尾）回路、副翼回路和方向舵回路。此外，某些飞机还装有油门回路，自动器可通过油门杆来控制发动机推力的大小。

自动驾驶仪从信号的产生，经过综合、放大直到带动舵面偏转，这样一条途径称为通道。一套完整的驾驶仪，一般由二个或三个通道组成。这些通道分别称为升降舵（平尾）通道（或称俯仰通道、纵向通道），副翼通道（或称倾斜通道、横向通道），方向舵通道（或称偏航角通道）。

6.1.3.2 理想自动器的几种基本控制律

所谓控制律，对飞机而言，指的就是飞机操纵面的偏转规律。下面以俯仰角 θ 控制为例，来分析理想自动器的几种基本控制律。如果把自动驾驶仪看成是没有惯性、滞后等特性的理想自动器，则自动化飞行的基本原理可由图 6-5 来表示。图中 $G_c(S)$ 代表自动器的基本控制规律，这些控制规律有比例、微分、积分等形式。

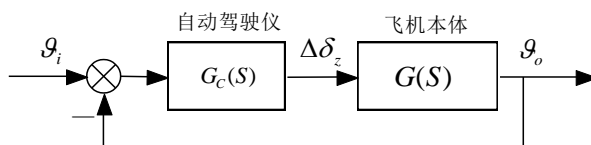


图 6-5 理想自动控制器控制原理（ θ 控制）

（1）比例式控制规律

所谓比例式控制律，是指理想自动器传递函数，其可表示为：

$$G_c(S) = K \quad (6-1)$$

此时自动器输出信号 $\Delta\delta_z$ 与综合（误差）信号成正比，即：

$$\Delta\delta_z = G_c(S)(\theta_i - \theta_o) = K(\theta_i - \theta_o) \quad (6-2)$$

此即为比例式控制规律，简称比例控制。式中， ϑ_i 为输入指令参数， ϑ_o 为输出参数。比例式控制规律具有“放大”特性。比例式控制器实际上是一个放大器。

(2) 积分式控制规律

如果理想自动器的传递函数为 $\frac{1}{S}$ ，则升降舵偏转角与俯仰角误差信号的积分成比例，即：

$$\Delta\delta_z = \frac{K}{S}(\vartheta_i - \vartheta_o) \quad (6-3)$$

则这种控制规律称为积分式控制规律，简称积分控制。

积分式控制律具有“记忆”特性，它可以消除或减小飞机的稳态误差。

(3) 微分式控制规律

如果理想自动器的传递函数为 S ，则升降舵输出量与误差信号的速率成正比，即：

$$\Delta\delta_z = KS(\vartheta_i - \vartheta_o) \quad (6-4)$$

此即为微分式控制规律，简称微分控制。

微分式控制规律具有“超前”特性，它能反映误差信号的速率（因而也叫速率控制），并在误差信号的值变得太大之前产生一个有效的修正。因而微分式控制规律使误差信号提前，从而起到一个提前的修正作用。

三种控制规律可以组合使用，其一般形式为：

$$G_c(S) = K_1 + K_2S + \frac{K_3}{S} \quad (6-5)$$

实现自动化飞行的任务，就是如何选择 K_1 、 K_2 、 K_3 ，组成所需的闭环控制。

6.2 纵向闭环控制基本原理

纵向闭环控制的基本原理如图 6-6 所示。其中 $G_c(S)$ 为自动器传递函数， $\frac{\xi(S)}{\delta(S)}$ 为飞机本体的传递函数。其可能的控制量 δ （控制信号）和指令 ξ （系统的输入信号）如表 6-1 所示。控制系统根据不同的指令和控制量，形成不同的控制。

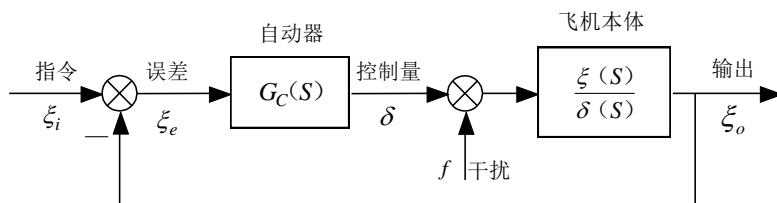


图 6-6 纵向闭环控制基本原理

表 6-1 纵向闭环控制的指令和控制量

指令	ξ	控制量	δ
俯仰角	ϑ	升降舵（平尾）偏	δ_z
轨迹倾角	θ	襟翼位置	δ_f
迎角	α	油门杆位置	δ_p
俯仰角速度	ω_z	矢量推力	

飞行高度	H
飞行速度	V
法向加速度	a_y
法向过载	n_y

6.2.1 俯仰姿态控制

最简单的俯仰姿态控制是比例控制，其结构图如图 6-7 所示。最早的自动驾驶仪就是采用这种方法来控制俯仰姿态的。其控制规律为：

$$\Delta\delta_z(s) = K_g [\vartheta_i(s) - \vartheta_o(s)] = K_g \vartheta_e(s) \quad (6-6)$$

式中， ϑ_e 为系统的俯仰角误差信号。

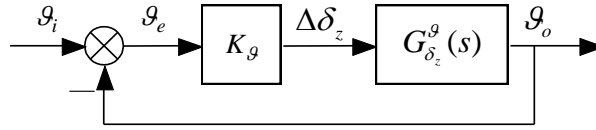


图 6-7 采用比例控制的俯仰姿态控制结构图

加入自动器后，系统的开环传递函数为：

$$G(s) = K_g G_{\vartheta\delta_z}(s) \quad (6-7)$$

$$= \frac{K_g A_g \left(s + \frac{1}{T_{1g}} \right) \left(s + \frac{1}{T_{2g}} \right)}{\Delta_{sp}(s) \Delta_p(s)}$$

上式中俯仰角对平尾偏角的传递函数 $G_{\vartheta\delta_z}(s)$ 采用了零极点形式，是飞机传递函数的另一种表示方法，本章中飞机的传递函数均采用这种零极点形式，以后不再重述。

K_g 变化时闭环系统根轨迹图如图 6-8 所示。

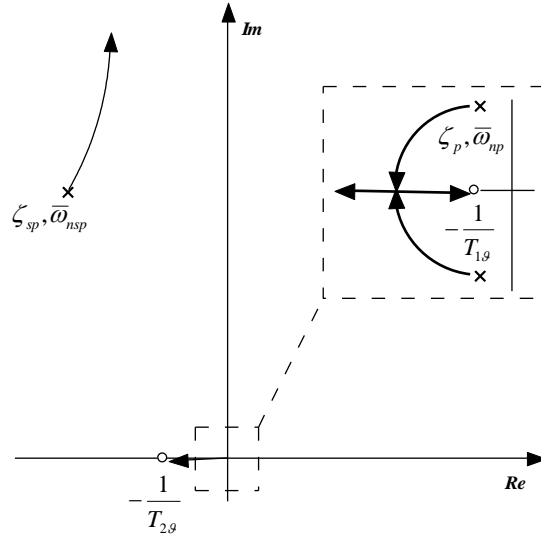


图 6-8 俯仰姿态控制系统的根轨迹图

由根轨迹图可见，随着 K_g 的增加，长周期运动的阻尼比增加，但频率基本不变。在 K_g 不太大的情况下，长周期运动衰减特性很快得到改善。

但是，从根轨迹图可看到，比例控制在改善长周期特性的同时，短周期阻尼将要减小，

短周期固有频率将要增加。特别是对于短周期阻尼比原来就小（例如高空超声速飞行）的情况，影响尤其显著，此时短周期阻尼迅速降低，短周期模态特性急剧恶化。

如果在控制 \mathcal{G} 、改善长周期模态特性的同时，需要改善短周期模态特性，则必须在控制规律中引入角速度（微分）信号。如果需要减少稳态误差，提高系统的稳态精度，则还需要在控制规律中引入积分信号。

6.2.2 高度控制

对于设计良好的飞机来说，俯仰姿态本身可以是稳定的。即，如果没有自动器，飞机受扰动后，不需飞行员操纵也可以自动恢复到原来的俯仰姿态。但是，对于高度来说，飞机的高度模态是中立稳定的，也就是说，飞机本身没有保持高度的能力。飞机受扰动后，即使飞机俯仰姿态稳定性很好，飞机仍要偏离原来的飞行高度，因此，对高度控制来说加装自动器尤为重要。

飞行高度的控制与稳定，可以通过升降舵（平尾）或油门来实现，也可以通过两者同时操纵来实现。一般来说，用油门来改变飞行高度较慢，而用升降（平尾）来改变飞行高度较快。因此，本书主要讨论升降舵（平尾）对高度的控制原理。

高度控制最简单的也是比例控制，采用比例控制时，系统理想的控制规律为：

$$\Delta\delta_z(s) = K_{\bar{H}} [\bar{H}_i(s) - \bar{H}_o(s)] = K_{\bar{H}} \bar{H}_e(s) \quad (6-8)$$

式中， \bar{H}_e 为无量纲的高度误差信号。此时，系统的控制原理结构图如图 6-9 所示。为了更好地画出系统的根轨迹，首先分析传递函数 $G_{\bar{H}\delta_z}(s)$ 的零极点分布情况。因为：

$$G_{\bar{H}\delta_z}(s) = \frac{A_{\bar{H}} \left(s + \frac{1}{T_{1\bar{H}}} \right) \left(s + \frac{1}{T_{2\bar{H}}} \right) \left(s + \frac{1}{T_{3\bar{H}}} \right)}{s \Delta_{sp}(s) \Delta_p(s)} \quad (6-9)$$

由上式可见，系统的开环极点有五个。除了代表长、短周期的四个极点外，还有一个零值极点，这个零值极点即代表高度模态。这就是为什么飞机没有保持高度能力的原因。

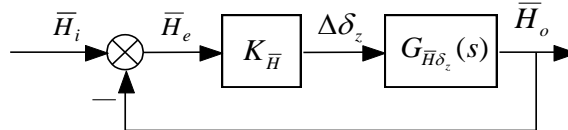


图 6-9 采用比例形式控制的高度控制结构图

系统的开环零点有三个。对于正常布局的飞机，一般均为实数。其中两个为数值相近、符号相反的大值零点，一个为小值零点。小值零点的位置，取决于飞机处于正操纵区还是反操纵区。正操纵区处于左半平面，反操纵区处于右半平面。

闭环系统的根轨迹如图 6-10 所示。从图中可以看出，随着 $K_{\bar{H}}$ 的增加，表征高度模态的零值极点将向左移动而趋于零点 $-\frac{1}{T_{1\bar{H}}}$ ，高度模态将由原来的中立状态变成稳定状态。

从图中还可以看出，引入高度控制信号后，短周期模态的阻尼比和固有频率都随 $K_{\bar{H}}$ 的增加而增加，但它对长周期模态的影响是不利的。随着 $K_{\bar{H}}$ 的增加，长周期的阻尼比逐渐下降。当 $K_{\bar{H}}$ 增加到一定程度时，长周期模态将出现不稳定现象。

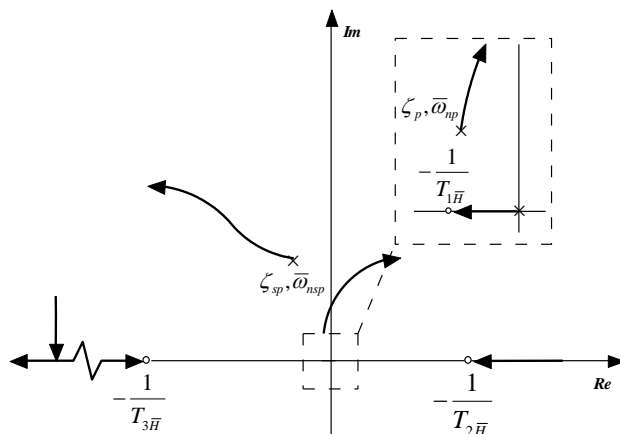


图 6-10 高度控制系统根轨迹图

为了避免长周期模态的恶化，通常可引入高度的微分控制。同样，为了提高系统的稳态精度，还需要引入积分信号。

6.2.3 速度控制

飞行速度控制系统要比飞机的姿态控制和高度控制发展晚，其原因是亚声速飞机在巡航状态时有较大的速度稳定性；且速度变化又是缓慢的长周期过程，飞行员可以及时地对速度进行修正。另外，巡航飞行时，对速度的稳定精度要求不高，飞行员一旦建立发动机最佳工作状态后，在整个飞行过程中只要注意飞行速度是否在允许的最大值与最小值之间就可以了。

随着航空事业的发展，要求飞行员在恶劣的气象条件下自动进场着陆。此时，引起飞机速度变化的因素很多。而着陆本身又对速度精度要求很高，这就必然导致对速度进行自动控制。

速度控制的第二个功能是协助进行轨迹倾角的控制。例如，当飞行员由平飞转入上升而加大油门时，由于长周期运动阻尼很小，如果采用开环控制而无速度反馈时，达到一定轨迹倾角所需的时间往往很长，如图 6-11 中虚线所示。从图中可看出，当飞行员推油门（阶跃输入）时，飞机加速，由于舵面不偏转，因此迎角基本保持不变，飞机只是随着速度的增大而逐渐增大升力，从而使飞行轨迹发生变化。由此可见，这种没有速度反馈的开环控制过程，是一个长周期振荡过程，轨迹倾角建立所需的时间甚至长达十几分钟。

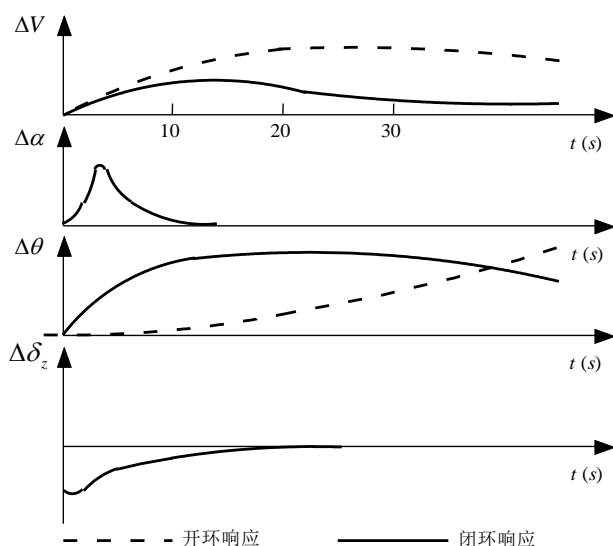


图 6-11 某喷气飞机最佳油门时，开环操纵和闭环操纵的比较（H=9000m）

如果采用具有速度反馈的闭环控制（不管是采用自动器还是人工修正），加上舵面偏转的作用，这一过程可以大大缩短。从图 6-11 中可以看出，当用人工或推力自动控制器加油门爬升时，速度控制系统为保持速度基本不变，通过速度反馈信号迅速偏转舵面，相当于改善了长周期模态的动态特性，因而可以迅速而稳定地达到预定的轨迹倾角。整个过程可以从十几分钟缩短到 10 秒左右。

速度控制主要通过速度信号反馈（即比例控制）来实现。为了提高控制品质，有时需加入速度的微分（加速度）信号或积分信号。

采用比例控制的速度控制系统原理结构图如图 6-12 所示。图中：

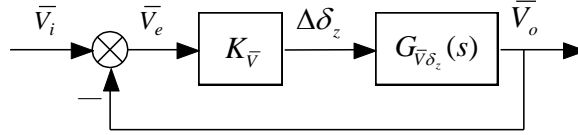


图 6-12 采用比例控制的速度控制系统结构图

$$G_{\bar{V}\delta_z}(s) = \frac{A_{\bar{V}} \left(s + \frac{1}{T_{1\bar{V}}} \right) \left(s + \frac{1}{T_{2\bar{V}}} \right)}{\Delta_{sp}(s) \Delta_p(s)} \quad (6-10)$$

升降舵控制规律为：

$$\Delta \delta_z(s) = K_{\bar{V}} [\bar{V}_i(s) - \bar{V}_o(s)] = K_{\bar{V}} \bar{V}_e(s) \quad (6-11)$$

系统的开环传递函数为：

$$G(s) = K_{\bar{V}} G_{\bar{V}\delta_z}(s) = \frac{K_{\bar{V}} A_{\bar{V}} \left(s + \frac{1}{T_{1\bar{V}}} \right) \left(s + \frac{1}{T_{2\bar{V}}} \right)}{\Delta_{sp}(s) \Delta_p(s)} \quad (6-12)$$

其中，零点 $-\frac{1}{T_{1\bar{V}}}$ 在左半平面，而零点 $-\frac{1}{T_{2\bar{V}}}$ 可能在左半平面，也可能在右半平面，取决于飞机是正常布局还是鸭式布局，以及 $\frac{C_y}{C_x^\alpha}$ 大小 1 或小于 1。但不管是在左半平面还是右半平面，它们都远离原点，因此，对于大部分实际问题来说，可以略去。

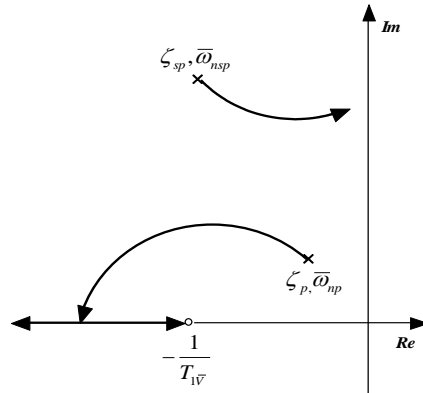


图 6-13 速度控制系统根轨迹图

略去 $-\frac{1}{T_{2\bar{v}}}$ 之后，闭环系统的根轨迹如图 6-13 所示。由图可见，这种控制系统对长

周期模态的无阻尼固有频率的影响很大，同时也增加了长周期模态的阻尼比。因此，速度稳定性过程得到实现（如果开环是不稳定的）或缩短，轨迹角的形成也可加速。

从图中可以看出， $K_{\bar{v}}$ 不大时， ζ_p 改善不显著，只有较大的 $K_{\bar{v}}$ 才能使 ζ_p 增加得足够多，而过大的 $K_{\bar{v}}$ 又会引起短周期模态特性的恶化。为了既改善长周期模态特性，又保持良好的短周期模态特性，实际使用的控制系统，往往在速度信号的基础上，加上速度的微分（加速度）信号。如果要消除系统的稳态误差，尚需引入积分信号。

6.3 横航向闭环控制基本原理

横航向闭环控制原理同纵向基本一致。只是此时输入、输出及系统的各种传递函数都对应为横航向参数。同样在考虑自动器时，仍然将其作为理想自动器。

根据飞机所需完成的任务及要求的飞行品质，自动器可以引入不同的指令。横航向自动器中最常见的指令（即飞机的输入信号）与控制量（控制信号）如表 8-2 所示。

表 8-2 侧向自动器的常见指令和控制量

指令	ξ	控制量	δ
倾斜角	γ	副翼偏角	δ_x
偏航角	ψ	方向舵偏角	δ_y
侧滑角	β		
滚转角速度	ω_x		
偏航角速度	ω_y		
侧向加速度	a_z		
侧向位移及其导数	z, \dot{z}		

6.3.1 倾斜角控制

保持无倾斜飞行的自动驾驶仪很早就采用了。这种自动驾驶仪实际上是一种比例控制，它的敏感元件是一个垂直陀螺。通过垂直陀螺感受倾斜角信号，输入舵机，偏转副翼，从而达到控制倾斜角的目的。其结构图如图 6-14 所示。其中：

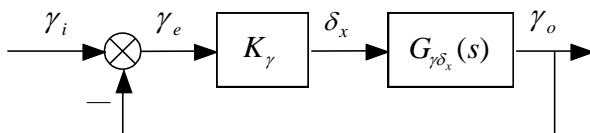


图 6-14 倾斜角控制系统结构图

$$G_{\gamma\delta_x}(S) = \frac{B_\gamma(s^2 + 2\zeta_\gamma \bar{\omega}_\gamma s + \bar{\omega}_\gamma^2)}{\left(s + \frac{1}{T_R}\right) \left(s + \frac{1}{T_S}\right) (s^2 + 2\zeta_d \bar{\omega}_d s + \bar{\omega}_d^2)} \quad (6-13)$$

上式中的复数零点与荷兰滚极点通常很接近。这种驾驶仪的控制规律为：

$$\delta_x(s) = K_\gamma [\gamma_i(s) - \gamma_o(s)] = K_\gamma \gamma_e(s) \quad (6-14)$$

此时，系统的开环传递函数为：

$$G(s) = \frac{B_\gamma A_\gamma (s^2 + 2\zeta_\gamma \bar{\omega}_\gamma s + \bar{\omega}_\gamma^2)}{\left(s + \frac{1}{T_R}\right) \left(s + \frac{1}{T_S}\right) (s^2 + 2\zeta_d \bar{\omega}_d s + \bar{\omega}_d^2)} \quad (6-15)$$

闭环系统的根轨迹图如图 6-15 所示。由图可见，随着 K_γ 的增加，螺旋模态特性得到改善，滚转模态衰减减慢，并且当 K_γ 值超过某一值后，螺旋模态和滚转模态耦合成一对方根。

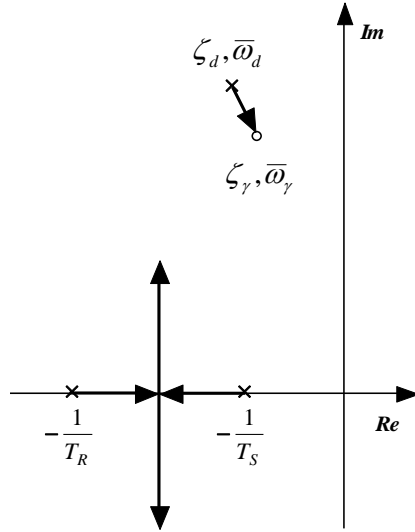


图 6-15 倾斜角控制系统根轨迹图

为了进一步分析倾斜角控制的基本作用，根据零点和荷兰滚极点接近的特点，取：

$$G_{\gamma\delta_x}(s) = \frac{B_\gamma}{\left(s + \frac{1}{T_R}\right) \left(s + \frac{1}{T_S}\right)} \quad (6-16)$$

而通常有：

$$\frac{1}{T_S} \ll \frac{1}{T_R} \quad (6-17)$$

所以：

$$G_{\gamma\delta_x}(S) \approx \frac{B_\gamma}{s \left(s + \frac{1}{T_R}\right)} \quad (6-18)$$

当副翼以单位阶跃输入时，开环系统稳态时的倾斜角为：

$$\begin{aligned} \gamma(\bar{t}) &= \lim_{\bar{t} \rightarrow \infty} s \cdot \frac{1}{s} \cdot G_{\gamma\delta_x}(s) \\ &= \lim_{s \rightarrow 0} \frac{B_\gamma}{s \left(s + \frac{1}{T_R}\right)} \\ &= \infty \end{aligned} \quad (6-19)$$

亦即开环操纵时 δ_x 与 γ 没有一一对应的关系。

如果将图 6-14 作如图 6-16 的等效变换，则此时系统的闭环传递函数为：

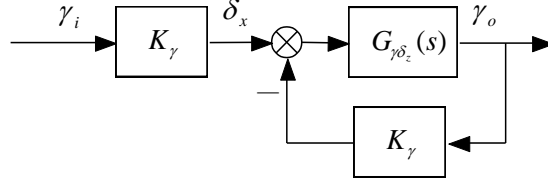


图 6-16 倾斜角控制系统结构图的等效变换图

$$\Phi_{\gamma\delta_x}(s) = \frac{G_{\gamma\delta_x}(s)}{1 + K_\gamma G_{\gamma\delta_x}^\gamma(s)} \quad (6-20)$$

如果仍以单位阶跃为输入，则闭合系统稳态时的倾斜角为：

$$\begin{aligned} \gamma(\bar{t}) &= \lim_{t \rightarrow \infty} s \cdot \frac{1}{s} \cdot \frac{G_{\delta_x}(s)}{1 + K_\gamma G_{\delta_x}^\gamma(s)} \\ &= \lim_{s \rightarrow 0} \frac{B_\gamma}{s \left(s + \frac{1}{T_R} \right) + K_\gamma B_\gamma} \\ &= \frac{1}{K_\gamma} \end{aligned} \quad (6-21)$$

也就是说，有了反馈控制后，对于常值副翼偏转，飞机将稳定在某一倾斜角上，改变了原来“角速度控制”的特性。当副翼偏转角为零时，飞机将稳定在无倾斜的位置上。此时，如果飞机受到干扰倾斜到某个角度时，将能自动恢复到原来的无坡度状态，而无需飞行员干预。

这一原理可作如下的物理解释：当飞机出现倾斜角扰动时，自动器将使副翼偏转，产生一个企图消除倾斜角的气动力矩

$$\bar{m}_x^{\delta_x} \delta_x = \bar{m}_x^{\delta_x} K_\gamma \gamma$$

也就是说，使飞机具有类似静稳定的特性。

引入比例控制后，虽然解决了倾斜角的控制问题，但是前面已经指出，此时滚转模态特性变差，特别是 K_γ 增加到一定值后，滚转模态和螺旋模态还会耦合成衰减较慢、周期较长的振荡运动。这种特性是飞行员所不欢迎的。因此，在倾斜角控制的自动器中，很少采用单独的比例控制。要消除或减轻这种不利影响，可以在比例控制的基础上，加上微分信号（即滚转加速度信号）。

6.3.2 偏航角控制

偏航角的自动控制有三种方案：方向舵控制、副翼控制以及方向舵和副翼协调控制。

6.3.2.1 偏航角的方向舵控制

最早的自动驾驶仪就是用方向舵来控制飞机的偏航角的。它的基本原理如图 6-17 所示。其中方向舵控制规律为：

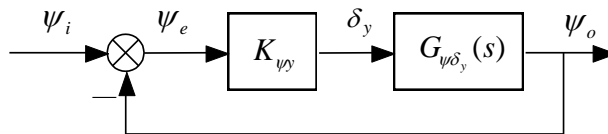


图 6-17 用方向舵控制偏航角的控制系统结构图

$$\delta_y(s) = K_{\psi_y} [\psi_i(s) - \psi_o(s)] = K_{\psi_y} \psi_e(s) \quad (6-22)$$

而：

$$G_{\psi\delta_y}(S) = \frac{B_\psi \left(s + \frac{1}{T_{\psi_y}} \right) \left[s^2 + 2\zeta_{\psi_y} \bar{\omega}_{\psi_y} s + (\bar{\omega}_{\psi_y})^2 \right]}{s \left(s + \frac{1}{T_R} \right) \left(s + \frac{1}{T_S} \right) (s^2 + 2\zeta_d \bar{\omega}_d s + \bar{\omega}_d^2)} \quad (6-23)$$

其中的零值特征根就代表着偏航角模态。可见，如果没有偏航角反馈，偏航角运动模态是中立稳定的，飞机受扰动后，不能恢复原来的偏航角。引入偏航角反馈后，其根轨迹图如图 6-18 所示。由图可见，此时零值极点很快与螺旋模态耦合成一对复根，系统偏航角运动模态由中立稳定变为稳定，偏航角控制的目的也就达到。

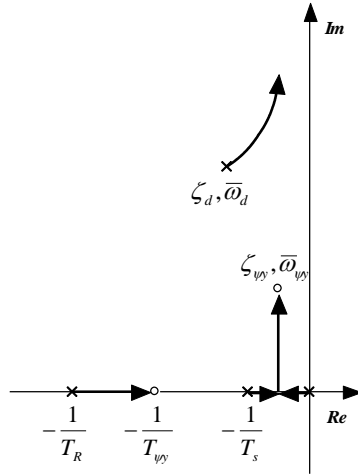


图 6-18 偏航角的方向舵控制系统的根轨迹图

从图中还可看出，采用上述控制，荷兰滚模态和滚转模态特性都要变差。为了克服上述缺点，可以在上述控制的基础上，加上偏航角的微分控制信号。

6.3.2.2 偏航角的副翼控制

除了用方向舵控制偏航角外，也可以用副翼来执行偏航角控制的任务。

对用副翼控制偏航角来说，最简单的仍然是比例控制，其控制律为：

$$\delta_x(s) = K_{\psi_x} [\psi_i(s) - \psi_o(s)] = K_{\psi_x} \psi_e(s) \quad (6-24)$$

系统的结构图如图 6-19 所示。

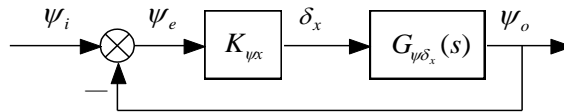


图 6-19 偏航角的副翼控制系统结构图

其中：

$$G_{\psi\delta_x}(S) = \frac{A_\psi \left(s + \frac{1}{T_{\psi_x}} \right) \left[s^2 + 2\zeta_{\psi_x} \bar{\omega}_{\psi_x} s + (\bar{\omega}_{\psi_x})^2 \right]}{s \left(s + \frac{1}{T_R} \right) \left(s + \frac{1}{T_S} \right) (s^2 + 2\zeta_d \bar{\omega}_d s + \bar{\omega}_d^2)} \quad (6-25)$$

由上式可见，用副翼控制也能使飞机的偏航角运动模态由中立稳定变成稳定，从而达到控制偏航角的目的。但是，滚转模态和荷兰滚模态的模态特性会变差，特别是对荷兰滚模态影响更大。为了克服此缺点，与方向舵控制相仿，亦需引入微分信号。

6.3.2.3 偏航角的副翼和方向舵协调控制

这种偏航角控制是用副翼和方向舵协调控制来完成的。例如，KJ-6 型自动驾驶仪就是采用了这种控制方法，其基本控制规律为：

$$\begin{cases} \delta_x = K_{\omega_x} \bar{\omega}_x + K_{\gamma} \gamma_e + K_{\psi} \psi_e \\ \delta_y = K_{\omega_y} \bar{\omega}_y + K_{\gamma} \gamma_e \end{cases} \quad (6-26)$$

这种双通道同时工作的理论分析比较复杂，这里不再分析，学习者可参考相关资料。

6.4 主动控制技术

6.4.1 概述

由于现代飞机飞行包线的不断扩大，飞机稳定性、操纵性和飞行性能之间的矛盾，飞行性能、结构质量和飞行安全之间的矛盾越来越突出。例如，为了保证飞机在高空超声速大迎角飞行时具有足够的横航向静稳定性，必须增大垂尾面积，而这会增大飞机的结构质量和飞行阻力等等。这使得仅仅依靠采用飞机气动布局、结构设计和发动机设计协调配合的常规飞机设计方法，越来越不能满足设计高性能飞机的要求。20 世纪 60 年代，人们提出了一种新的飞机设计思想，即在飞机设计过程中就主动地将自动控制技术作为飞机设计的基本因素，用于解决飞机设计过程中出现的稳定性、操纵性、控制面设计、重心位置等问题，使飞机具有合理的气动布局、结构强度配置和载荷分布，以满足高性能飞机设计的要求。这种主动应用自动控制技术改善飞机稳定性和操纵性设计及提高飞机作战性能的技术，就叫做主动控制技术（Active Control Technique，简称 ACT）。从飞机设计的角度来说，主动控制技术就是在飞机设计的初始阶段就考虑到自动飞行控制系统对飞机总体设计的影响，充分发挥飞行控制系统潜力的一种飞行控制技术。

用于主动控制技术的采用，不仅解决了飞机稳定性和操作性之间的矛盾，大大提高了飞机的飞行性能，而且对飞机的设计方法也产生了重大影响。

采用主动控制技术的设计方法和常规设计方法有什么不同呢？我们就从常规的飞机设计方法谈起。常规飞机设计方法的过程是这样的：根据任务要求，考虑气动布局、结构强度和动力装置三大因素，并在它们之间进行折衷以满足任务要求，这样为获得某一方面的性能就必须在其他方面做出让步或牺牲，例如为实现更好的气动稳定性就必须在尾翼的重量和阻力方面付出代价。折衷之后就确定了飞机的构形，再经过风洞吹风后，对飞机的各分系统（其中包括飞行控制系统）提出设计要求。这里飞行控制系统和其他分系统一样，处于被动地位，其基本功能是辅助飞行员进行姿态航迹控制，如图 6-20 所示。

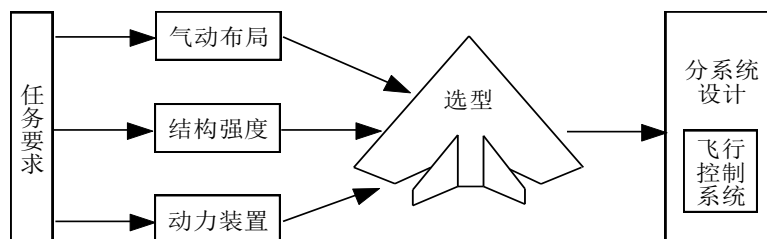


图 6-20 常规设计方法的设计步骤

而采用主动控制技术的设计方法则打破了这一格局，把飞行控制系统提高到和上述三大因素同等重要的地位，成为选型必须考虑的四大因素之一，并起积极作用，如图 6-21

所示。在飞机的初步设计阶段就考虑全时间、全权限的自动飞行控制系统的作用，综合选形，选形后再对飞行控制系统以外的其他分系统提出设计要求。这样就可以放宽对气动布局、结构强度和动力装置方面的限制，依靠控制系统主动提供人工补偿。于是飞行控制由原来的被动地位变为主动地位，充分发挥了飞行控制的主动性和潜力，因而称这种技术为主动控制技术。

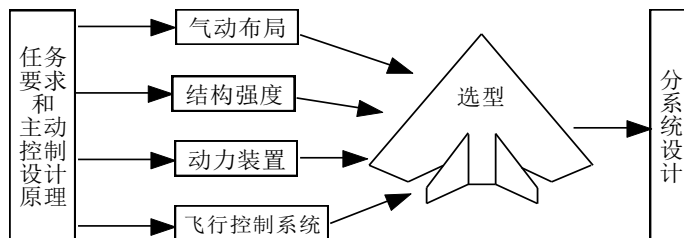


图 6-21 采用主动控制技术的设计方法的设计步骤

正是由于采用了主动控制技术的设计方法，在飞机选形和布局的过程中，都将控制系统作为一个主要因素来考虑，所以这种技术又被称作随控布局技术（Control Configured Vehicle Technique）。利用这种技术和思想设计的飞机叫做随控布局飞机（Control Configured Vehicle，即 CCV）。这种飞机在不同的飞行状态下会自动偏转有关舵面、改变飞机的外形，以获得最优的效果。自动控制系统是这种飞机上不可缺少的主要组成部分，在飞机的整个飞行过程中全权限、全时间地工作。

近几十年来，主动控制技术在理论研究和实际应用方面都取得了很大的进展。这一方面是由于军用战斗机提高机动性、经济性和可靠性的要求，另一方面是由于现代控制理论和技术以及计算机技术的飞速发展、系统设计方法的日趋成熟，而电传操纵系统的引入更为主动控制技术的应用提供了可靠的基础。此外，由于空气动力学的发展，出现了许多新的气动布局方案，这些也为在飞机设计中应用主动控制技术创造了有利条件。

目前主动控制技术有的已经在飞机上得到了应用。国外的第三代战斗机都广泛采用了主动控制技术，例如 F-16，F-18，Mig-29 和国产某型机等飞机。民航飞机也有采用主动控制技术的，例如波音 777，空中客车 A320 等等。主动控制技术主要包括：放宽静稳定性（Relaxed Static Stability）、直接力控制（Direct Force Control）、阵风减缓控制（Gust Alleviation Control）、乘感控制（Ride Control）、机动载荷控制（Maneuvering Load Control）、主动颤振抑制（Active Flutter Depression）等。这些技术，有的已经使用，有的仍然在研究之中。下面主要介绍放宽静稳定性改善飞机飞行性能，其他的主动控制技术可参考其他书目。

6.4.2 放宽静稳定性

放宽静稳定性是指在飞机设计中放弃传统飞机设计中的静稳定性要求，允许将飞机设计成欠稳定的、或者是中立稳定的、甚至是静不稳定的，而由此带来的飞机稳定性和操纵性问题则借助于自动控制系统加以解决的一种技术。

放宽静稳定性包括放宽纵向静稳定性和放宽横航向静稳定性两种类型，其基本原理是类似的。下面以放宽纵向静稳定性为例，介绍放宽静稳定性的基本原理。

6.4.2.1 放宽纵向静稳定性问题的提出

放宽纵向静稳定性指的是放宽迎角静稳定性。飞机的纵向迎角静稳定性主要由迎角稳定度 $m_z^{C_y}$ 度量，并且有：

$$m_z^{C_y} = \bar{x}_G - \bar{x}_F \quad (6-27)$$

在常规飞机设计中，一般要求焦点位于重心之后，即 $m_z^{C_y} < 0$ ，并且具有一定的数值大小。

对于轻型战斗机，亚声速飞行时的迎角静稳定度绝对值 $|m_z^{C_y}|$ 应不小于 3~5%；对于重型

轰炸机和运输机，其迎角静稳定度绝对值 $|m_z^{C_y}|$ 不小于 10%。在跨声速飞行时，飞机焦点位置会随飞行马赫数增大而迅速后移，使得飞机超声速飞行时具有过强的迎角静稳定性，这将带来一系列问题。首先是使飞机超声速飞行时的平飞配平平尾偏角绝对值增大，使飞机可用于机动飞行的平尾偏角减小，加上单位过载平尾偏角绝对值增大，将使飞机的机动能力降低；其次，配平平尾偏角绝对值增大，平尾负载增大，必然会导致飞机结构质量增加，飞机的飞行性能变差；最后，配平平尾偏角绝对值增大，平尾负升力增大，还会引起机翼升力载荷增大，这会使飞机的气动特性恶化。这些问题对于大后掠角小展弦比的高性能战斗机显得更为严重。放宽纵向静稳定性设计就是为解决这些问题而提出的。

6.4.2.2 放宽静稳定性的好处

对于放宽静稳定性的飞机来说，亚声速飞行时飞机可能是迎角静不稳定的，即焦点位于重心之前，而超声速飞行时飞机是迎角静稳定的，即焦点位于重心之后，但这时其 $|m_z^{C_y}|$ 将明显小于常规飞机的 $|m_z^{C_y}|$ ，如图 6-22 所示。这将产生一系列的好处。

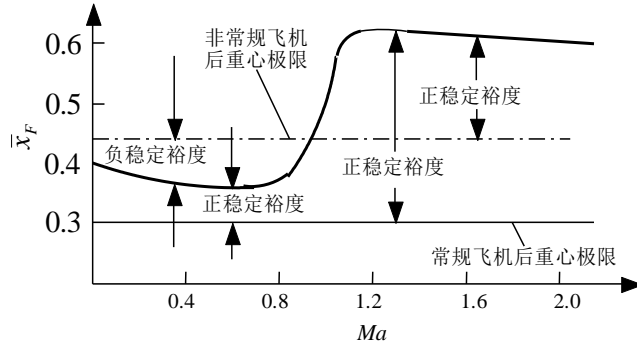


图 6-22 常规飞机和放宽静稳定性飞机的静稳定性比较

1) 提高飞机配平升力系数斜率和升阻比

当飞机作等速直线水平飞行时，作用于飞机的外力矩之和应为零，即：

$$m_{z_0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z = 0 \quad (6-28)$$

其中， m_{z_0} 为零升力矩系数，也可理解为平尾偏角 $\delta_z = 0$ ，飞机迎角 $\alpha = 0$ 时的飞机俯仰力矩系数，也叫零迎角俯仰力矩系数。

由式 (6-28) 可以得到

$$\delta_z = -\frac{m_{z_0}}{m_z^{\delta_z}} - \frac{m_z^\alpha}{m_z^{\delta_z}} \alpha = \delta_{z_0} - \frac{m_z^\alpha}{m_z^{\delta_z}} \alpha \quad (6-29)$$

其中， $\delta_{z_0} = -\frac{m_{z_0}}{m_z^{\delta_z}}$ 为平衡零升力矩所需的平尾偏角。

由式 (6-29) 可以看出，当飞机重心向后移动时，飞机的迎角静稳定性减弱， m_z^α 向正向增大，平尾平衡偏角正向增大（前缘上偏）；相反，当飞机重心前移，飞机迎角静稳定性增强， m_z^α 向负向增大，平尾平衡偏角负向增大（前缘下偏）。可以看出，放宽静稳定性要求，必然会导致平尾负升力减小或者平尾正升力增大。

飞机作等速直线水平飞行时，飞机的总升力应等于飞机重量，叫配平升力，记为 Y_{trim} 。而飞机的总升力由平尾偏角 $\delta_z = 0$ 时的全机升力 $Y|_{\delta_z=0}$ 和平尾附加升力 ΔY 组成，即：

$$Y_{trim} = Y_{\delta_z=0} + \Delta Y \quad (6-30)$$

写成升力系数形式，有：

$$C_{y trim} = C_{y \delta_z=0} + C_y^{\delta_z} \delta_z \quad (6-31)$$

将式 (6-28) 代入式 (6-31)，可以得到：

$$C_{y trim} = C_{y \delta_z=0} + C_y^{\delta_z} \left(\delta_{z_0} - \frac{m_z^\alpha}{m_z^{\delta_z}} \alpha \right) \quad (6-32)$$

两边对迎角取导数，可以得到：

$$C_{y trim}^\alpha = C_{y \delta_z=0}^\alpha - \frac{m_z^\alpha}{m_z^{\delta_z}} C_y^{\delta_z} \quad (6-33)$$

其中 $C_{y \delta_z=0}^\alpha$ 为平尾偏角为零时的飞机升力线斜率； $C_y^{\delta_z}$ 为单位平尾偏角增量产生的飞机升力系数增量，并且有 $C_y^{\delta_z} > 0$ 。

由式 (6-33) 可以看出，当飞机迎角中立静稳定，即 $m_z^\alpha = m_z^{C_y} = 0$ 时，飞机的配平升力系数斜率为：

$$C_{y trim}^\alpha = C_{y \delta_z=0}^\alpha \quad (6-34)$$

当 $m_z^\alpha < 0$ 时，也就是当飞机迎角静稳定时，飞机的配平升力系数斜率为：

$$C_{y trim}^\alpha = C_{y \delta_z=0}^\alpha - \frac{m_z^\alpha}{m_z^{\delta_z}} C_y^{\delta_z} < C_{y \delta_z=0}^\alpha \quad (6-35)$$

飞机配平升力系数斜率随 $|m_z^\alpha|$ （或 $|m_z^{C_y}|$ ）增大而减小，随 $|m_z^\alpha|$ （或 $|m_z^{C_y}|$ ）减小而增大。

当 $m_z^\alpha > 0$ 时，也就是当飞机迎角静不稳定时，飞机的配平升力系数斜率为：

$$C_{y trim}^\alpha = C_{y \delta_z=0}^\alpha - \frac{m_z^\alpha}{m_z^{\delta_z}} C_y^{\delta_z} > C_{y \delta_z=0}^\alpha \quad (6-36)$$

且升力线斜率随着迎角静不稳定性的增强而增大。

在飞机气动外形和飞行重量不变的情况下，飞机配平升力系数斜率的变化必然会引起飞机配平迎角的改变。纵向迎角静稳定性降低，配平升力系数斜率增大，飞机保持等速直线水平飞行所需的迎角减小，这会使飞机的诱导阻力减小，从而引起飞机配平阻力系数减小，升阻比增大。图 6-23 给出了前联邦德国 MRCA 运输机采用常规设计和放宽静稳定性设计时配平升力系数曲线的比较情况。可以看出，放宽静稳定性设计使飞机配平升力系数斜率和升阻比明显增大。

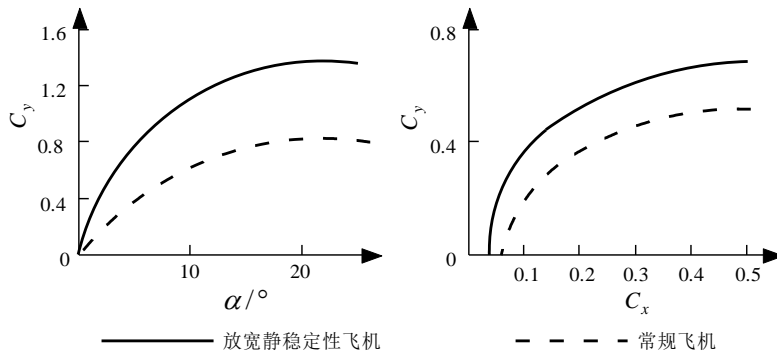


图 6-23 放宽静稳定性设计对飞机配平升、阻力特性的影响

总之，放宽静稳定性要求，使飞机纵向迎角静稳定性降低，将使飞机的配平升力系数

斜率增大，升阻比增大，从而提高飞机的飞行性能。

根据有关资料报道，F-16 飞机采用放宽静稳定性技术，重心位置由 $25\%b_A$ 向后移至 $38\%b_A$ ，在 9000 米高度，亚声速飞行时升阻比可提高 8%，超声速飞行时可提高 15%。显然这对增大飞机的巡航性能是极为有利的。

2) 提高飞机的机动性

放宽静稳定性要求可以提高飞机的水平加速性和机动飞行可用过载 n_y ，改善飞机的盘旋性能等。

(1) 提高飞机的水平加速性。飞机水平加速飞行时，有：

$$dV/dt = (P - X)/m \quad (6-37)$$

可以看出，由于放宽静稳定性要求使飞机配平阻力减小，将使飞机的平飞加速度增大。上述同一资料指出，F-16 飞机重心位置由 $25\%b_A$ 向后移至 $38\%b_A$ 时，该机从马赫数 0.9 增速到 1.6 时所需的加速时间缩短了 1.8 秒。

(2) 增大飞机最大可用法向过载。如上所述，放宽静稳定性要求，可使飞机的配平迎角减小，这使得飞机在最大使用迎角一定的情况下，机动飞行的可用迎角增大。此外，纵向静稳定性降低， $|m_z^{C_y}|$ （或 $|m_z^a|$ ）减小，使得单位过载平尾偏角的绝对值 $|d\delta_z/dn_y|$ 减小，从而使最大可用法向过载增大。

(3) 改善飞机盘旋性能。注意到飞机作正常盘旋时，其盘旋半径为：

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n_y^2 - 1}} \quad (6-38)$$

盘旋角速度为：

$$\omega = \frac{g\sqrt{n_y^2 - 1}}{V} \quad (6-39)$$

可用法向过载的增大，必然导致飞机盘旋半径减小，盘旋角速度增大，使飞机的水平机动性更好。

当然，飞机机动可用迎角增大，飞机机动可用升力增大，对飞机的垂直机动性能也将带来明显好处。

从气动布局角度来讲，通常可采用下列途径来实现放宽静稳定性要求：通过减小平尾面积使飞机焦点前移；采用鸭式布局使飞机焦点前移；采用三翼面布局使焦点前移；采用前掠翼布局使焦点前移。

6.5 驾驶员诱发振荡

驾驶员诱发振荡（Pilot Induced Oscillation，简称 PIO），是指由驾驶员操纵引起的飞机持久的、或不可抑制的纵向或横航向振荡。它是 20 世纪 40 年代前后飞机使用中出现的一个新问题。这些年来，随着飞机性能的提高，飞行包线的扩大，驾驶员诱发振荡出现的可能性也逐渐增大。

驾驶员诱发振荡对飞机的飞行品质及飞机安全的影响是十分严重的，因此，目前国内外飞行品质规范中都规定“飞机不应有驾驶员诱发的纵向振荡趋势和横航向振荡趋势”。

以纵向为例，根据诱发振荡的定义，可以把诱发振荡看成是如图 6-24 所示的人-机系统闭环稳定性问题。如果该系统是稳定的，则不发生诱发振荡，反之则产生诱发振荡。系统的输入可以是过载或俯仰角。所以，驾驶员诱发振荡就是人-机系统的闭环不稳定现象。

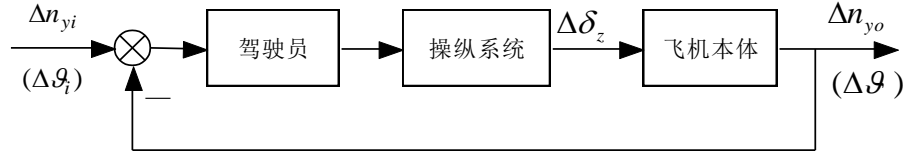


图 6-24 人-机系统结构图

驾驶员诱发振荡有关的因素很多，包括飞机短周期动态特性、操纵系统动态特性、感觉系统状态、操纵力-操纵位移梯度、操纵系统非线性和飞行员等等。由于驾驶员诱发振荡与飞行员和操纵系统非线性因素有关，使得常用的线性系统稳定性理论分析方法不再适用。也正因为如此，驾驶员诱发振荡至今仍然是航空界尚未解决的难题。

驾驶员诱发振荡的研究可以通过数字仿真的方法来进行。要在时域范围内采用仿真的方法研究驾驶员诱发振荡，就必须建立人-机系统数学模型，也就是人-机系统的结构图。研究驾驶员诱发振荡时，也分为纵向和横航向来进行，所以，下面先来分析纵向人-机系统的结构图，然后再研究横航向人-机系统的结构图。

6.5.1 纵向人-机系统结构图

本书主要研究我国广泛使用的助力操纵飞机。对于这类飞机，助力器前的操纵系统质量基本配平，故过载对操纵力反馈增益近似为零， $\ddot{\theta}$ 对操纵力反馈增益亦近似为零；助力器是不可逆的，故铰链力矩对操纵力反馈增益为零。下面以 n_y 输入为例，讨论人一机系统结构图的建立。

1. 飞行员数学模型

飞行员数学模型比较复杂。确切地说，飞行员模型应具有非线性、滞后、放大、随机和自适应等特性，但大多数情况下，为了简化需要，只强调他的一个或几个特性。对于诱发振荡来说，取 McRuer 模型可以得到比较满意的结果，即：

$$G_p(S) = \frac{K_1 e^{-\tau S}}{TS + 1} \quad (6-40)$$

式中， K_1 为飞行员放大系数，当输入为过载时，有：

$$K_1 = \left(\frac{\Delta F_z}{\Delta n_y} \right)_{ss} = F_z^{n_y} \quad (6-41)$$

τ 为人的反应时间，一般可取 0.2~0.25 秒； T 为形成动力（功能）作用过程的惯性时间常数，平均等于 0.125 秒。

2. 操纵系统数学模型

操纵系统是指从驾驶杆到平尾的整个系统，它包括驾驶杆、拉杆、配重、力臂机构、载荷机构、助力器以及平尾等。为了简化计算，可作如下假设：

(1) 略去重力。因为重力基本上是一个常数，对于平衡位置只有很小的影响。

(2) 质量力（惯性力）只考虑平尾。理由是：采用不可逆助力器操纵飞机，助力器前质量基本配平，因此飞机的过载对其没有影响。而操纵运动，一般加速度较小，助力器前各杆常数的惯性力与载荷机构提供的操纵力相比，可以忽略。

(3) 平尾质量作为助力器的惯性载荷而把它折算到助力器的活塞上去。

根据上述假设，可以分段列出操纵系统的结构图，如图 6-25 所示。

(1) 驾驶杆到助力器（包括载荷机构）

$$\begin{cases} D_z = f(F_z, \text{空行程, 间隙}) \\ D_1 = K_2 D_z \end{cases} \quad (6-42)$$

式中， D_z 为驾驶杆操纵位移； F_z 为驾驶杆操纵力； D_1 为助力器前拉杆的位移； K_2 为

力器之前拉杆至驾驶杆间的位移传动比。其结构图见图 6-25 中 (A) 部分。

(2) 助力器

助力器结构图见图 6-25 中 (B) 所示。如果为了简化起见, 亦可用二阶或一阶系统来代替。

(3) 助力器至平尾

助力器输出位移为 D_p , 通过连杆、摇臂, 使平尾产生偏转。

平尾除了作为飞机本体的输入外, 由于偏转, 还会产生铰链力矩增量 $m_h^{\delta_z} \Delta \delta_z$, 这一力矩增量要直接反馈给助力器。这部分的结构图如图 6-25 中 (C) 所示。

3. 飞机本体数学模型

考虑到驾驶员诱发振荡发展很快, 所以飞机本体传递函数可用短周期近似传递函数。

飞机本体作用有二: 一是由于 $\Delta \delta_z$ 的输入产生 Δn_y , 这个 Δn_y 要反馈给飞行员; 二是 $\Delta \delta_z$ 的输入产生 $\Delta \alpha$ 、 $\dot{\alpha}$ 及 ω_z 。而这些参数变化都要引起平尾近似增量 $\Delta \alpha_{ht}$, 从而使铰链力矩产生一个增量 $m_h^{\alpha} \Delta \alpha_{ht}$ 。

飞机本体的结构图如图 6-25 中 (D) 所示。

4. 过载输入时人-机系统结构图

根据上面分析, Δn_y 输入下人-机系统结构图如图 6-25 所示。

按类似方法, 可以建立 \mathcal{J} 输入时的人-机系统结构图。

6.5.2 横航向人-机系统结构图

以偏航角输入为例, 横航向人-机系统的原理结构图如图 6-26 所示 (图中假定航向全部由倾斜角来修正)。与纵向不同的是:

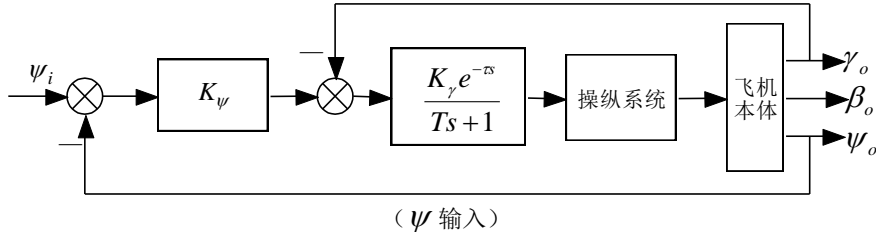


图 6-26 横航向人-机系统原理结构图

(1) 横航向人-机系统是重环控制系统, 即在偏航角的控制回路内部增加了一个倾斜角的内环控制回路。这是因为, 对于常规布局飞机, 飞行员常常通过产生倾斜角来改变飞机的航向。

(2) 由于输入输出不同, 飞行员模型中的放大系数亦有所不同, 即:

$$G_P(s) = \frac{K_\psi K_\gamma e^{-\tau s}}{Ts + 1} \quad (6-43)$$

也就是说, 飞行员放大系数由两部分组成。第一部分为 $K_\psi = \frac{d\gamma}{d\psi}$ (修正单位偏航角所需的倾斜角), 它作为外环的放大系数; 第二部分是 $K_\gamma = \frac{dD_x}{d\gamma}$ (修正单位偏航角所需的初始压杆量), 它作为内环的放大系数。

(3) 在整个横航向诱发振荡中, 各个横航向状态变量都不能忽略, 因此飞机本必须用横航向全量方程来代表。

具体的结构图, 可按与纵向类似的方法建立。

从上面的动态结构图可见，与驾驶员诱发振荡有关的因素很多，包括飞机短周期动态特性、操纵系统动态特性、感觉系统状态、操纵力操纵位移梯度、操纵系统非线性和飞行员等等。由于驾驶员诱发振荡与飞行员和操纵系统非线性因素有关，使得常用的线性系统稳定性理论分析方法不再适用。也正因为如此，驾驶员诱发振荡至今仍然是航空界尚未解决的难题。

6.6 思考题

1. 飞机飞行操纵系统的分类有哪些？
2. 飞机的机械操纵系统根据其所传动的舵面可分为_____、_____和_____。
3. 飞机设计采用放宽静稳定性技术后，飞机的配平升力系数_____，升阻比_____。
4. 目前，主动控制技术在理论研究和实际应用方面都取得了很大的进展，一些技术日趋完善，主要包括：_____、_____、_____、_____、_____、_____。
5. 当飞机保持平时，若 M 数不变， H 增加，则对后掠机翼来说（ ）。
A 飞机动操纵性变好 B 飞机动稳定性变好
C 飞机横向静稳定性变好 D 飞机方向静稳定性变好
6. 什么是飞行操纵系统？简述其发展情况。
7. 简述飞机自动飞行控制的基本原理？
8. 理想自动器有哪几种基本控制律？它们各自的作用和特点是什么？
9. 简述纵向和横航向闭环控制的指令和控制量分别是什么？
10. 如何根轨迹图变化情况判断系统动稳定性变化？
11. 什么是飞行器设计中的主动控制技术？
12. 简述采用主动控制技术的设计飞机的步骤和常规方法进行设计时的异同点。
13. 什么叫放宽静稳定性？
14. 请分析纵向放宽静稳定性对飞机各项飞行性能的影响。
简述驾驶员诱发振荡（PIO）现象。

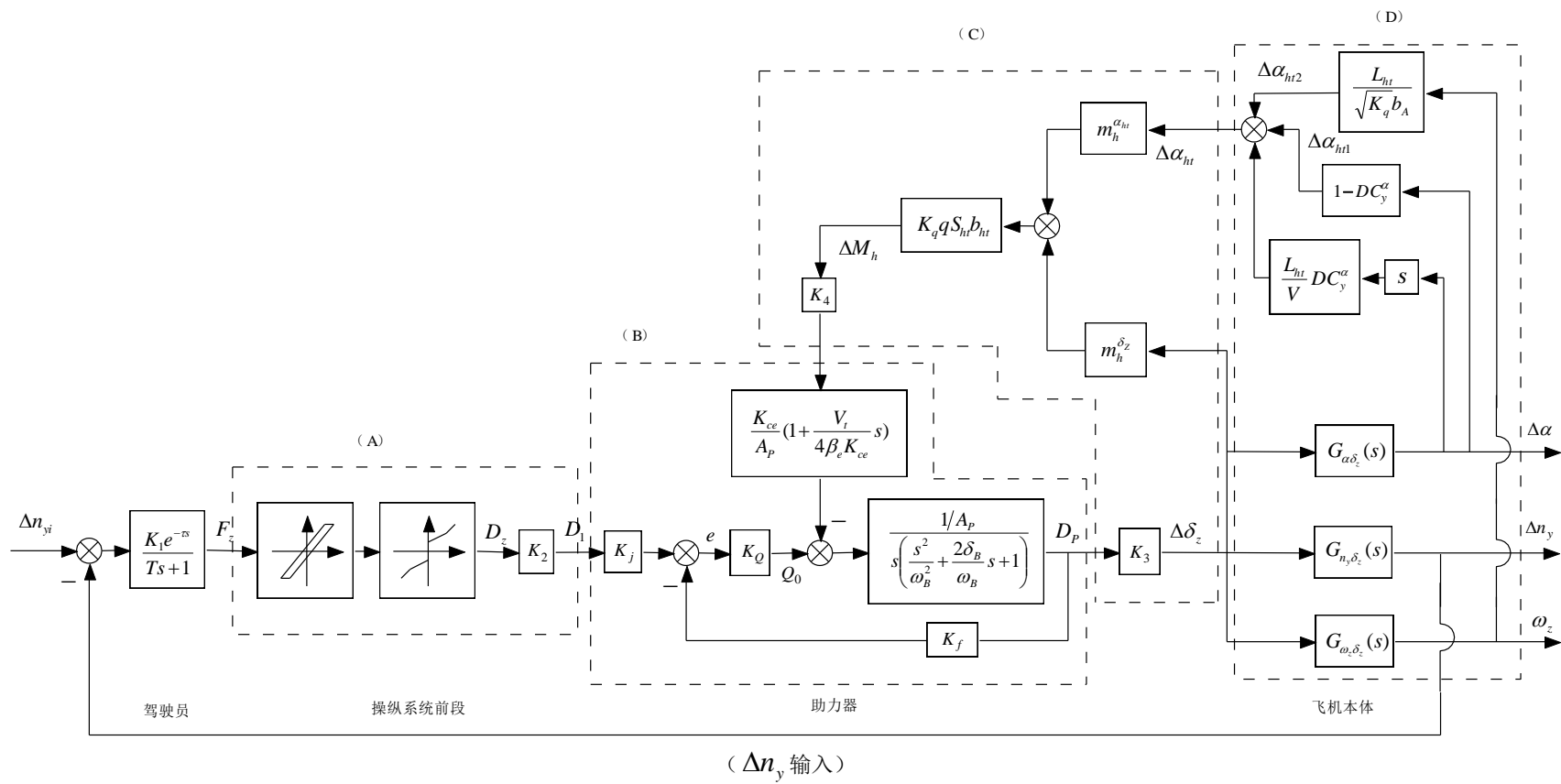


图 6-25 纵向人-机系统结构图

