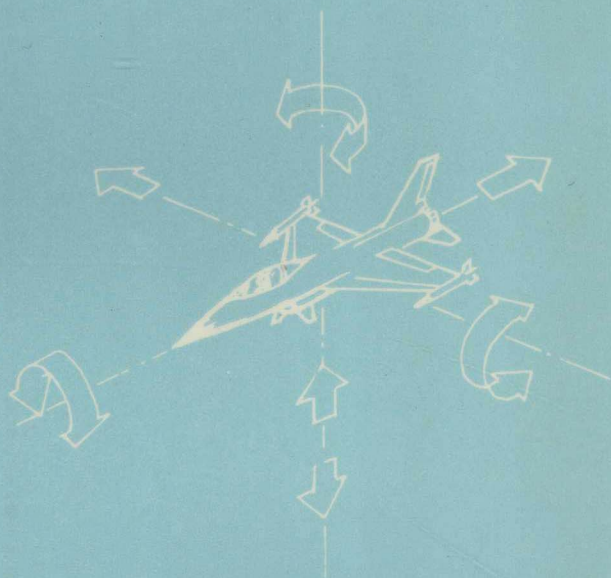


主动控制技术 在飞机设计中的应用

李学国 编



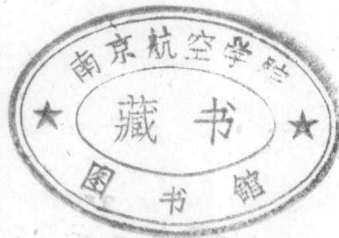
航空工业出版社

V22
1010

要 目 录

主动控制技术 在飞机设计中的应用

· 李学国 编



30269456

航空工业出版社

1985

642036

~~741~~

内 容 提 要

主动控制技术是近二十年来飞行控制领域中发展很快的一项技术，它是提高飞机性能的主要因素之一。本书较全面地阐述了主动控制技术的发展及其在飞机设计中的应用。全书共分九章，内容包括：主动控制技术的发展，主动控制技术的基本功能及其对飞机性能和战术技术的影响，电传操纵系统，光传操纵系统，高过载座舱；主动控制飞机的座舱显示，典型主动控制飞机及其电传操纵系统简介，主动控制技术的前景和飞行控制技术的展望。

本书图文并茂，比较通俗易懂，理论联系实际，注意反映当前的最新技术和动态。可供具有中专以上文化程度，从事飞机和飞行控制系统设计、制造和使用的工程技术人员、工人阅读，也可作为高等院校及航校有关专业的教学参考书。



主动控制技术 在飞机设计中的应用

李学国 编

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外北苑大院2号)

航空工业出版社印刷厂印刷

1985年12月第1版 1985年12月第1次印刷

787×1092毫米 1/16 印张：17.375

印数：1—1500 字数：436千字

统一书号：15448·1 定价：2.00元

080543

目 录

绪 论	(1)
第一章 概 述	(7)
1.1 什么是主动控制技术	(7)
1.2 主动控制技术的发展过程	(8)
1.3 主动控制飞机的特点	(10)
1.4 主动控制技术的应用现状	(10)
第二章 主动控制技术的基本功能及其对飞机性能和战术技术的影响	(16)
2.1 放宽静稳定度	(17)
2.2 直接力控制	(32)
2.3 机动载荷控制	(44)
2.4 阵风缓和	(49)
2.5 机体颤振控制	(51)
2.6 综合飞行/推力控制	(55)
2.7 综合飞行/火力控制	(67)
第三章 电传操纵系统	(85)
3.1 概述	(85)
3.2 电传操纵系统的发展及应用现状	(86)
3.3 电传操纵系统的优点及存在问题	(93)
3.4 电传操纵系统的设计考虑	(96)
3.5 数字式电传操纵系统	(120)
第四章 电传操纵系统的试验	(124)
4.1 概述	(124)
4.2 “铁鸟”试验	(128)
4.3 飞行模拟试验	(130)
4.4 雷电试验	(135)
4.5 飞行试验	(141)
第五章 光传操纵系统	(145)
5.1 光纤在飞机控制系统中的应用	(145)
5.2 光传操纵系统	(147)
第六章 主动控制飞机的高过载座舱	(156)
6.1 设计基础	(156)

6.2	高过载座舱的功能要求	(158)
6.3	控制显示方案	(160)
6.4	座舱设计的改进	(168)
6.5	最终的座舱布局	(169)
第七章	主动控制飞机的座舱显示	(175)
7.1	概述	(175)
7.2	平视仪	(175)
7.3	主动控制飞机的显示设计	(178)
7.4	F-16 主动控制技术模拟器的研制与发展	(181)
7.5	F-16 CCV模拟器的实现	(182)
7.6	模拟结果及结论	(185)
第八章	典型主动控制飞机及其电传操纵系统简介	(187)
8.1	F-16战斗机的电传操纵系统	(187)
8.2	先进战斗机技术综合验证机(AFTI/F-16)的发展和综合计划	(203)
8.3	“美洲虎”飞机的电传操纵系统及地面和飞行试验	(248)
8.4	Saab JA-37的低成本数字式电传操纵系统	(259)
8.5	“幻影”2000飞机的电传操纵系统	(263)
第九章	主动控制技术的前景及飞行控制技术的展望	(267)
9.1	主动控制技术的前景	(267)
9.2	飞行控制技术的展望	(267)
主要参考资料		(271)

绪 论

当前一场以电子计算机为核心的“新技术革命”正在工业发达的国家兴起，这场革命的浪潮将席卷世界各地。

“新技术革命”涉及到许多技术领域，航空技术便是其中之一。近年来航空电子技术（尤其是计算机）的发展是十分惊人的，它的发展不仅使飞机的战术技术性能得到很大提高，而且使飞机设计方法发生了重大变化，主动控制技术在飞机设计中的应用产生了随控布局飞机（CCV）。

国外宇航界工程技术专家认为在未来一、二十年内，主动控制技术将是提高飞机性能的主要途径之一。许多航空工业比较发达的国家都投入大量的人力、物力发展这项新技术。

主动控制技术的发展不仅影响到飞机设计本身而且影响到飞机和飞行控制系统设计师，对他们提出更高的要求。因为主动控制技术涉及到飞机气动力、结构强度、发动机、自动控制、火控、航空医学等多种学科，无疑会对习惯于按常规方法设计飞机的设计师们及广大航空技术人员提出了知识更新的问题。

出于知识普及的目的，本书仅就主动控制技术在飞机设计中应用的主要方面加以简介，由于篇幅有限，重点介绍主动控制技术在战斗机上的应用情况。

为有助于对本书有关内容的理解介绍一些基本概念。

1. 坐标系

研究飞机的操纵性与稳定性的动力学时，一般将飞机运动看作具有六自由度的刚体运动，在列出描述飞机运动的方程组时，总是对应一定的坐标系统导出的。研究飞机运动时，经常用到的几种坐标系简述如下：

1) 地面坐标系 $A(x_d, y_d, z_d)$

地面坐标系是固联于地球的坐标系。其原点可选取地面上的某点A； Ax_d, Az_d 轴相互垂直在水平面内，方向视具体情况而定。 Ay_d 轴沿铅直方向向上，并垂直于 Ax_d, Az_d 平面。在研究飞机相对于地球的运动时利用这一轴系。飞机的重力常沿轴 Ay_d 的反方向（见图1）。

2) 机体坐标系 $O(X, Y, Z)$

机体坐标系是固联于飞机并随飞机运动的一种坐标系。它的原点O位于飞机的质心；OX轴与翼弦或机身轴线平行，指向机头为正；OY轴位于飞机对称面内，垂直于OX轴，指向上方为正；OZ轴垂直于飞机对称面，指向右翼为正（见图1）。

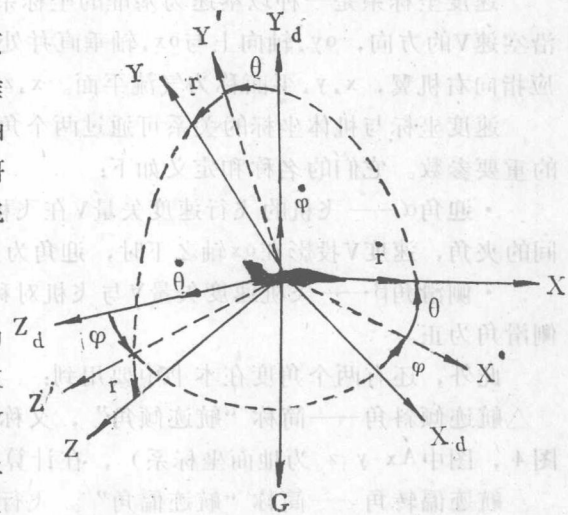


图1 地面坐标系和机体坐标系

机体坐标系相对于地面坐标系的角位置，或者说飞机在空中的姿态，可用三个方位角表示。方位角的定义如下：

- 俯仰角 θ ——机体坐标系中飞机纵轴或机翼翼弦与水平面之间的夹角（图2a）。
- 滚转角 γ ——又称倾侧角，飞机对称平面OXY与包含机体坐标系纵轴OX的铅垂面之间的夹角（图2b）。

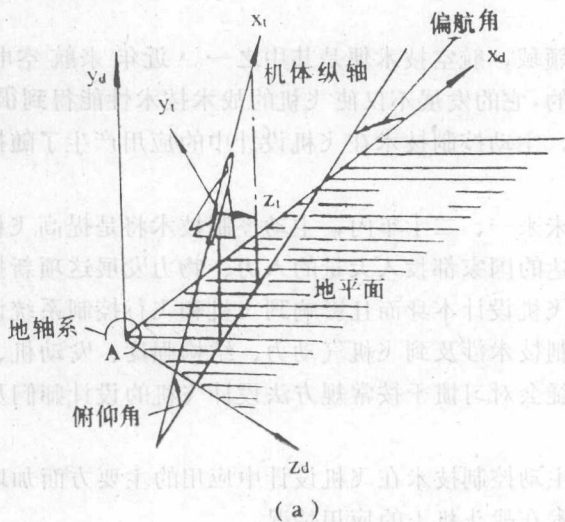


图 2a 飞机姿态角的定义

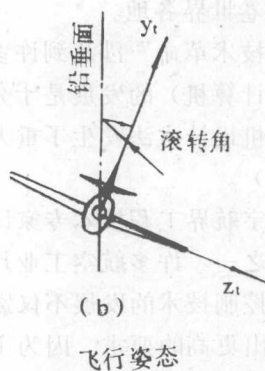


图 2b 飞机姿态角的定义

- 偏航角 ψ ——机体坐标系纵轴OX在水平面上的投影与地面坐标系 Ax_d 轴的夹角（图2a）。

3) 速度坐标系 $O(x_a, y_a, z_a)$

速度坐标系是一种以空速为基准的坐标系（图3），原点 O 与飞机重心重合， ox_a 轴沿空速 V 的方向， oy_a 轴向上与 ox_a 轴垂直并处于飞机的对称平面内。 oz_a 轴按右手坐标系应指向右机翼， x_a, y_a 平面称为气流平面。 x_a, z_a 平面称为侧滑平面。

速度坐标与机体坐标的关系可通过两个角度表示，这两个角度也是分析飞机运动稳定性的重要参数。它们的名称和定义如下：

• 迎角 α ——飞机的飞行速度矢量 V 在飞机对称平面上投影与翼弦（即飞机纵轴 ox ）之间的夹角，速度 V 投影在 ox 轴之下时，迎角为正。

• 侧滑角 β ——飞机速度矢量 V 与飞机对称平面之间的夹角，速度 V 在对称平面右方时，侧滑角为正。

此外，还有两个角度在本书中要用到：

△航迹倾斜角——简称“航迹倾角”，又称“爬升角”。飞机速度矢量与地面的夹角（见图4，图中 Ax_d, y_d, z_d 为地面坐标系），在计算飞机的飞行性能时常用到此角度。

△航迹偏转角——简称“航迹偏角”。飞行速度在地平面投影与地面坐标系 Ax_d 轴方向的夹角（见图4）。在确定飞机对地方位时常用到此角度。

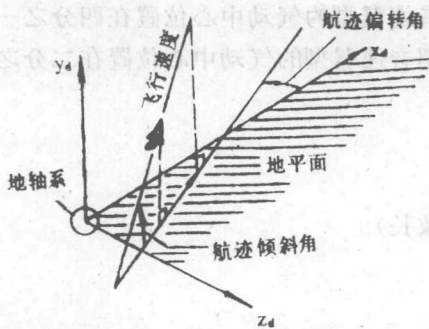


图 3 速度坐标系

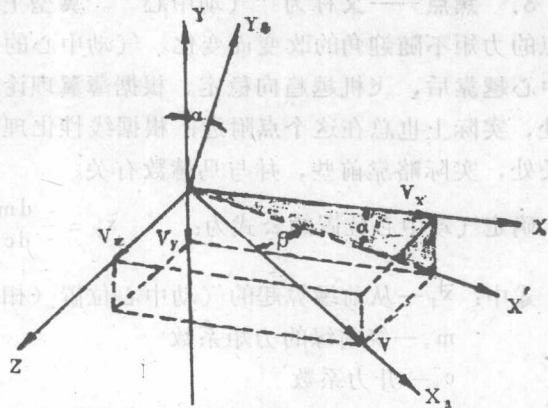


图 4 航迹倾斜角和航迹偏转角

2. 平均气动力弦——确定机翼气动中心位置和计算纵向力矩系数常用的一种基准翼弦。一般机翼弦长沿展向是变化的，平均气动力弦长是把给定机翼的展向各剖面的气动力矩特性，加以平均而计算出来的等面积矩形相当机翼的弦长；该矩形翼各剖面的力矩特性不变，矩形翼的力矩特性与给定机翼的力矩特性相同。

平均气动力弦长的计算公式为：

$$b_A = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{1}{2}} b^2 dz$$

式中

- b_A —平均气动力弦长；
- S —机翼面积；
- b —剖面弦长；
- z —展向坐标。

平均气动力弦的中点总是与机翼面积的重心（即面心）相重合，其前缘相对于根弦前缘的坐标 x_A （见图 5）的公式为：

$$x_A = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{1}{2}} bx dz$$

对于梯形翼，

$$b_A = \frac{4}{3} \cdot \frac{S}{l} \left[1 - \frac{\xi}{(\xi+1)^2} \right]$$

$$x_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{2\xi+1}{\xi+1} t_g x_0$$

式中： l —翼展

ξ —梢根比

x —前缘后掠角

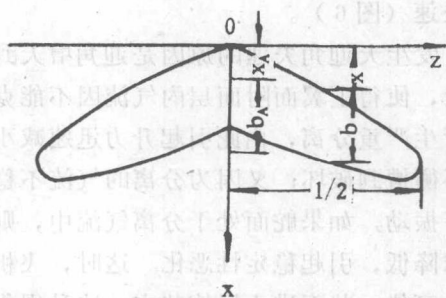


图 5 确定任意形状机翼平均气动力弦用图

3. 焦点——又称为“气动中心”。翼型上的一个定点，在一定的迎角范围内，围绕这个点的力矩不随迎角的改变而变化。气动中心的位置是分折飞机稳定性的重要气动参数，气动中心越靠后，飞机越趋向稳定。根据薄翼理论，亚音速翼型的气动中心位置在四分之一弦长处，实际上也总在这个点附近；根据线性化理论，超音速翼型的气动中心位置在二分之一弦长处，实际略靠前些，并与马赫数有关。

确定气动中心位置的公式为：
$$\bar{x}_F = -\frac{dm_z}{dc_y}$$

式中： \bar{x}_F —从前缘算起的气动中心位置（相对于弦长）

m_z —绕前缘的力矩系数

c_y —升力系数

4. 失速——随着迎角的增大，机翼的升力系数开始是增大的，当迎角达到临界迎角时，升力系数达最大值，若迎角继续增大，则升力反而会迅速下降。这种升力迅速恶化的现象称为失速（图6）。

发生大迎角失速的原因是迎角增大到一定程度时，沿机翼上表面气流的逆压梯度增加得很大，使得上翼面附面层内气流因不能克服该逆压而发生倒流（或逆流），从而气流在上翼面产生严重分离，由此引起升力迅速减小，阻力增大；同时由于机翼上压强分布改变，使俯仰平衡遭到破坏；又因为分离的气流不稳定，周期地放出分离涡，从而引起机体、舵面、尾翼等振动。如果舵面处于分离气流中，则舵面效率降低，引起稳定性恶化。这时，飞机有自转的可能，甚至进入尾旋状态，这种现象，不论是正常飞行还是盘旋，只要迎角大到一定值以后就会发生。



图6 失速现象

5. 尾旋——飞机在持续失速的状态下，以很小的半径沿很陡的螺旋线航迹一面旋转，同时急剧下降的现象（图7）称为尾旋。

机头向下的尾旋称为“正尾旋”，机尾向下的尾旋称为“逆尾旋”，倒飞进入的尾旋称为“反尾旋”，以第一种较为常见。又可分为陡尾旋和平尾旋。陡尾旋时机体纵轴与铅垂线夹角较小，飞机旋转角速度也较小，较易由尾旋中改出；平尾旋时情况则相反。

6. 升阻比——又称“气动效率”，即升力系数与阻力系数之比。由于升力系数与阻力系数都是迎角的函数，因而升阻比也是随迎角而变的。当迎角为某一值时，升阻比达最大值，人们习惯上就把这个最大升阻比称为升阻比。此值越大越有利，因为它的倒数（阻升比）表明了匀速飞行时所需的推力（等于阻力）为飞机重量（等于升力）的几分之一，而此值越小越好。此外，升阻比大使得飞机的机动性好。目前，低速与亚音速飞机的最大升阻比可达17~18，跨音速飞机约达12，而马赫数为2的超音速飞机可达8。

7. 推重比——发动机的推力与它的重量之比。它是衡量喷气发动机性能的综合指标。

现在使用的涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机的推重比一般为4~6, 先进发动机的推重比接近8。升力发动机的推重比已达19, 还可进一步提高到20~25。

8. 开环控制系统——若系统的输出量对系统的控制作用没有影响, 则叫做开环控制系统。在开环系统中, 既不需要对输出量进行测量, 也不需要将输出量反馈到系统输入端与输入量进行比较。图8a表示了这类系统的输入量与输出量之间的关系。



图 8a 开环控制系统

一般飞机的简单机械式操纵系统就是一个开环控制系统(图8b)。驾驶员通过驾驶杆, 钢索, 连杆和助力器对飞机的操纵面实施控制, 达到预期的俯仰操纵要求。

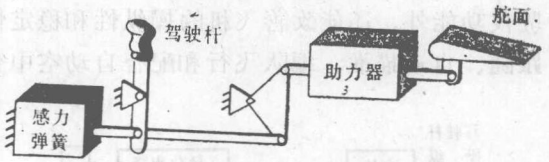


图 8b 简单的机械操纵系统(俯仰通道)

9. 闭环控制系统——凡是系统输出信号对控制作用能有直接影响的系统, 都叫做闭环系统。这就是说, 闭环控制系统也就是反馈控制系统(图9)。

输入信号和反馈信号(反馈信号可以是输出信号本身, 也可以是输出信号的函数或导数)之差, 称为误差信号。误差信号加到控制器上, 以减小系统的误差, 并使系统的输出量趋于所希望的值。换句话说, “闭环”这个术语的含义, 就是应用反馈作用来减小系统的误差, 图9表示了闭环控制系统的输入量与输出量之间的关系, 这种关系图叫做方块图。

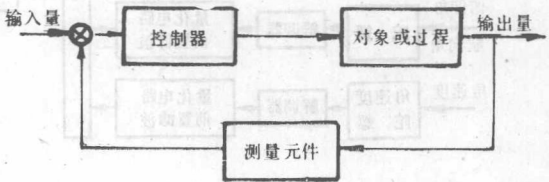


图 9 闭环控制系统

飞机的自动飞机控制系统就是闭环控制系统。

10. 传递函数——线性系统的传递函数, 定义为初始条件为零时, 输出量(响应函数)的拉普拉斯变换, 与输入量(驱动函数)的拉普拉斯变换之比。

设有一个线性定常系统, 它的微分方程是

$$a_n y^{(n)} + a_{n-1} y^{(n-1)} + \dots + a_{n-1} \dot{y} + a_n y = b_0 x^{(n)} + b_1 x^{(n-1)} + \dots + b_{m-1} \dot{x} + b_m x \quad (n \geq m) \quad (1)$$

式中y是系统的输出量, x是系统的输入量。初始条件为零时, 对方程(1)两端进行拉普拉斯变换, 就可以得到该系统的传递函数为:

$$G(s) = \frac{y(s)}{x(s)} = \frac{b_0 s^m + b_1 s^{m-1} + \dots + b_{m-1} s + b_m}{a_n s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots + a_{n-1} s + a_n}$$

传递函数是一种以系统参数表示的线性定常系统的输入量与输出量之间的关系式, 它表达了系统本身的特性, 而与输入量或驱动函数无关。传递函数包含着联系输入量与输出量所必需的单位; 但是它不能表明系统的物理结构(许多物理性质不同的系统, 可以有相同的传递函数)。

根据这一概念, 就可以用以s为变量的代数方程, 表示系统的动特性了。传递函数分母中s的最高阶数, 等于输出量最高阶导数的阶数。如果s的最高阶数等于n, 这种系统就叫n阶系统。

11. 自动飞行控制系统——能全部或部分地代替驾驶员控制和稳定飞机的角运动、重心运动并能改善飞行品质的反馈控制系统。它一般由不同功能的分系统组成，每个分系统包括：测量飞机运动的传感器；进行综合、放大、校正和逻辑功能的计算机；驱动气动力操纵面或油门的执行机构；自动回零系统；耦合器和飞行控制盒等。飞行控制系统除具有自动驾驶员功能外，还能改善飞机的操纵性和稳定性，实现航迹控制、自动导航、自动着陆、地形跟随、自动瞄准、编队飞行和配合自动空中交通管制等功能。

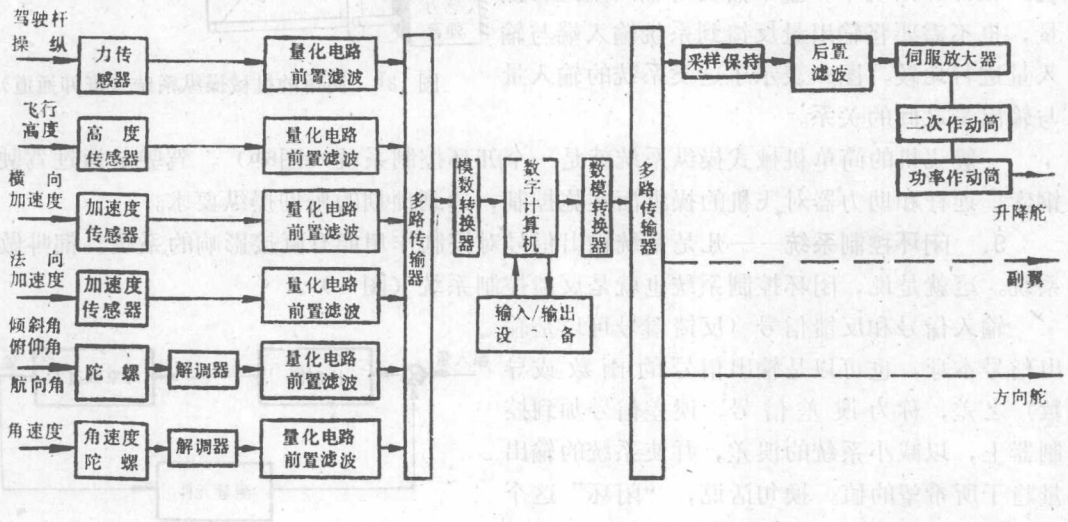


图 10 自动飞行控制系统方块图

自动飞行控制系统是在自动驾驶员基础上发展形成的。随着微电子技术的发展，集成电路和数字技术也开始应用于飞行控制系统，在此基础上发展了数字式飞行控制系统。为了提高可靠性，已经采用自检、自监控和冗余技术；为使系统具有较高生存力，发展了电传飞行控制系统。从设计方法上已开始应用现代控制理论的综合技术。飞行控制系统的发展方向是多功能、综合化和微型化。六十年代后期随控布局飞机的发展改变了传统的飞机设计技术，使主动控制技术在飞机的设计中得到应用，从而使飞机重量减轻，机动性提高，增加了航程、降低了成本，并减轻了驾驶员工作负担。

第一章 概述

1.1 什么是主动控制技术

主动控制技术 (ACT) 这一概念最早是美国人提出来的, 后来英、法、西德、日本和苏联等国也相继采用。目前国外关于它的定义, 提法不尽统一, 同时随着技术的发展, 主动控制技术所包括的内容和范围也在逐渐扩大, 但总的来说大致有两种说法, 即主动控制技术 (ACT) 或随控布局 (CCV)。

综合国外有关文献中关于主动控制技术的提法其定义是:

从飞机设计角度出发, 所谓主动控制技术就是在飞机设计的初始阶段就考虑到电传飞行控制系统对总体设计的影响, 充分发挥飞行控制系统潜力的一种飞机设计技术。

从控制角度出发, 主动控制技术是在各种飞行状态下, 通过机载计算机根据飞行员及飞机运动传感器的指令, 按预定程序控制相应操纵面, 使作用在飞机上的气动力按照需要变化, 从而使飞机性能达到最佳并使其制造成本和使用费用降低的反馈控制技术。

随控布局是主动控制技术在飞机设计中的具体应用。图1.1说明了主动控制技术和随控布局的关系。从图上可以看出, 所有随控布局飞机必定采用主动控制技术, 所有电传操纵系统都是电信号系统。

主动控制技术和传统的飞机设计方法的区别 (图1.2) 是: 迄今所有常规方法设计飞机的程序都是根据任务要求, 在总体布局设计时, 考虑气动力、结构强度和发动机三大因素, 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作出让步或牺牲, 例如为实现良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

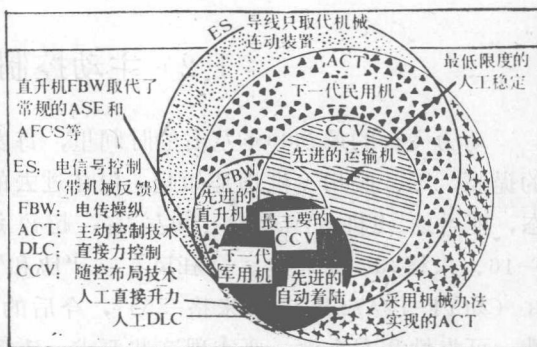


图 1.1 主动控制技术和随控布局的关系

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, 其基本功能是辅助驾驶员进行姿态航迹控制, 使飞机具有良好的操纵品质, 它对飞机的构形没有直接影响。而主动控制技术则打破了这一格局, 把飞行控制系统 (电传操纵系统) 提到和上述三大因素并驾齐驱的地位, 成为选形必须考虑的四大因素之一, 而且在选形过程中起积极作用, 当其他三大因素在折衷过程中出现矛盾, 如为了提供足够的升力要求大的机翼面积而使重量和阻力增加进而要求更大的发动机推力的矛盾时, 可以通过放宽静稳定度来解决。在飞机的初始设计阶段就考虑全时间、全控制权的电传操纵系统的作用, 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, 由于飞行控制系统对飞机的选形产生了直接影响就

可以放宽对气动、结构和发动机方面的限制，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，因而人们把它称为主动控制技术。

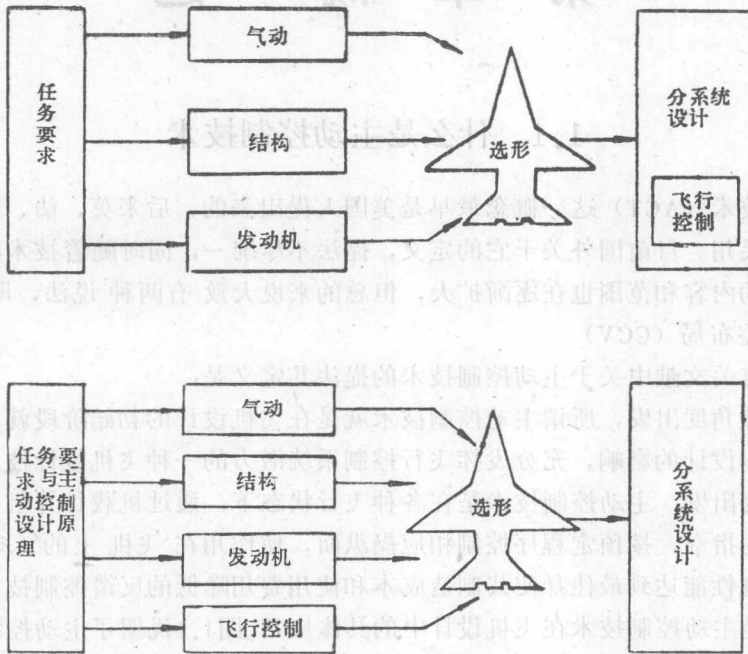


图 1.2 主动控制技术 (下) 与传统飞机设计方法 (上) 比较

1.2 主动控制技术的发展过程

动力飞行的最初60年左右的时间里，每发展一代新飞机都比其前一代在速度方面有较大的提高，军、民用飞机均是如此。但在过去的十几年里，情况发生了变化，趋于一种稳定状态，亚音速飞机的M数为0.90左右，超音速飞机的M数达到2.0~2.5（如F-14、F-15、F-16、米格23、米格25、“狂风”、“协和”和图-144等），只有少数几种飞机的M数达到3（如YF-12A/SR-71和米格-25），今后的发展目标主要是提高机动性、有效性、经济性、可靠性和安全性。要实现这些要求，需要通过多种技术途径，主动控制技术便是其中之一。

主动控制技术是六十年代中期首先在美国发展起来的一种飞机设计技术。它的出现其一是美国空军战略思想改变（从要导弹不要飞机变成发展机动性好的“空中优势”战斗机）的要求，美空军认为要使格斗机的机动性有更大改善，当前最有希望的突破口就是主动控制技术；其二是现代自动飞行控制技术和电子计算机的迅速发展。七十年代迈出了一大步，电子设备变得更小、更便宜和更可靠，计算机的性能有了长足的进步。与此同时，在伺服回路的设计、信息处理和最佳控制理论以及系统功能分析等方面也取得可喜的成就，这些为主动控制技术的应用奠定了基础。

在过去的那些年代中，空气动力学发展也很快，出现了许多新的气动布局方案，经过试

验对这些新布局的压力分布情况、局部载荷和应力、操纵面效率、操纵面和机翼与发动机间的相互影响也搞清了，并为这些新构形的气动特性建立了数学模型，这些都为主动控制技术在飞机设计中的应用创造了条件。

主动控制技术的发展也和其他技术一样经过了长期的研制和发展才达到实际应用阶段。美国在发展主动控制技术方面一直走在其他国家的前面。美国空军飞行动力实验室完成和正在进行的主动控制技术发展计划有(见图1.3)：(1)负载减轻和模态稳定(LAMS)计划(1966—1968)，研究了大飞机的阵风缓和和减少结构疲劳问题；(2)CCV-B52计划(1971—1974)，验证了适用于大飞机的主动控制技术，包括颤振模态控制、机动载荷控制、乘座品质控制、机体疲劳减轻和增稳；(3)F-4生存飞行控制系统(SFCS)计划(1969—1973)，研究并发展了用于F-4飞机的电传操纵系统；(4)CCV/F-4精密飞行控制技术计划(1971—1974)，用SFCS F-4作实验台研究战斗机的CCV技术；(5)NT-33变稳飞机计划(1970—1973)，主要研究直接升力在战斗机上的应用，NT-33为F-16，YF-17的操纵品质研究以及为F-18的飞行控制系统的研制工作做出了贡献；(6)CCV-YF16计划(1973—1977)，验证了通过直接力(直接升力和直接侧力)提供的七种解耦控制状态；(7)A-7D数字多模态控制系统计划(1973—1976)，通过数字控制增稳实现选定任务的多模态控制；(8)综合飞行/火力控制(IFFC I/IFFC II)计划(1978—1981)，验证了通过综合飞行/火力控制提高战术战斗机效率的问题；(9)先进战斗机技术综合验证机(AFTI/F-16)计划(1978—1985)，将上述各项研究计划的成果综合应用于F-16和AFTI/F-16飞机。把直接力控制获得的解耦控制能力和综合飞行/火力控制系统结合起来，通过任务选定多模态数字飞行控制系统实施控制，并把主动控制功能和人工智能结合起来，使主动控制技术发展到一个新阶段。

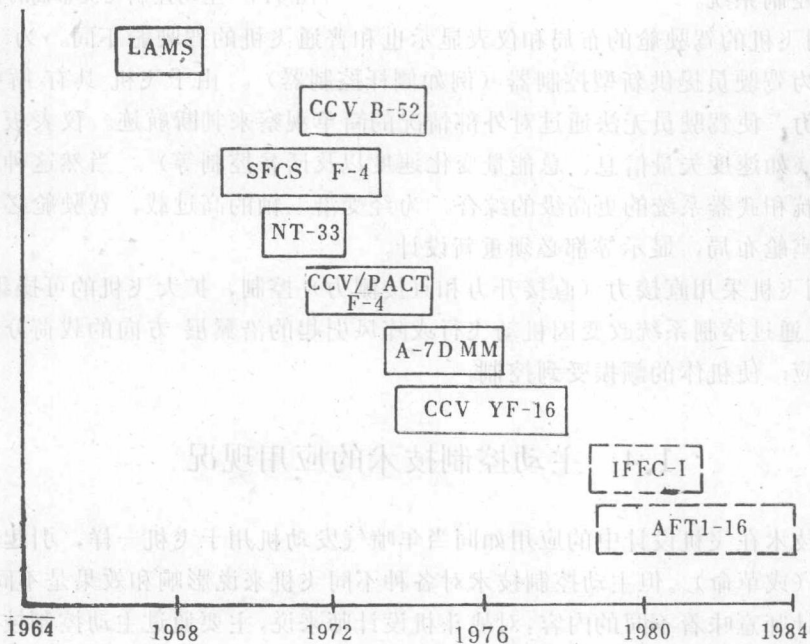


图 1.3 美国空军飞行动力实验室的主动控制技术发展计划

1.3 主动控制飞机的特点

主动控制飞机的特点集中体现在下述诸方面:

·首先这种飞机是静不稳定的飞机,需要通过人工稳定(即控制增稳)系统来保证飞机的稳定性和期望的操纵品质。

·这种飞机采用电传操纵系统——这种操纵系统和普通的机械操纵系统的不同之处在于它采用包括一个余度计算机在内的电信号控制系统(关于电传操纵系统见第三章)。

飞行安全完全依赖于余度和电传操纵系统的良好功能,不希望通过机械备份系统进行人工操纵。因此像“协和”超音速客机,尽管它装有电传操纵系统,但不是真正的主动控制飞机,因为它允许采用机械操纵系统飞行。

·从气动力角度出发,主动控制的飞机采用解耦控制,所以由六个操纵面就可以提供全部六个独立的飞行自由度,而现在服役的多数战斗机要求9到11个操纵面协调动作去控制普通的4个飞行自由度。主动控制飞机还采用新操纵面(例如鸭翼)、变曲度、变后掠角、可转向喷口、发动机和机身更加密切地综合。趋势是这些操纵面的任何一个都不是单独使用的,必须配合使用,这种工作方式所要求的控制规律的复杂性使得手操纵系统无法实现,必然要采用自动控制系统。

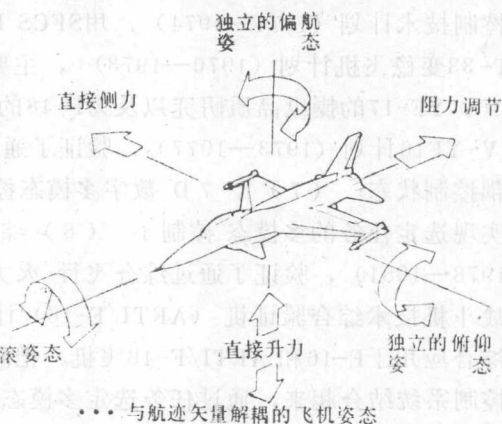


图 1.4 主动控制飞机布局的特点

·主动控制飞机的驾驶舱的布局和仪表显示也和普通飞机的驾驶舱不同。为了进行非常规机动就必须为驾驶员提供新型控制器(例如侧杆控制器)。由于飞机具有解耦姿态、力和力矩控制能力,使驾驶员无法通过对外部情况的简单观察来判断航迹。仪表板上需要新型综合仪表显示(如速度矢量信息、总能量变化速度以及语音控制等)。当然这种要求会导致飞行控制、导航和武器系统的更高级的综合。为经受沿三轴的高过载,驾驶舱必须是高过载座舱,座椅和座舱布局,显示等都必须重新设计。

·主动控制飞机采用直接力(直接升力和直接侧力)控制,扩大飞机的可操纵性。

·这种飞机通过控制系统改变因机动飞行或阵风引起的沿翼展方向的载荷分布;减少扰动中的结构响应;使机体的颤振受到控制。

1.4 主动控制技术的应用现状

主动控制技术在飞机设计中的应用如同当年喷气发动机用于飞机一样,引起飞机设计的一场巨大变革(或革命)。但主动控制技术对各种不同飞机来说影响和效果是不同的,对各种类型飞机的设计师意味着不同的内容:对战斗机设计师来说,主要通过主动控制技术改善战斗机的机动性和多用途;对轰炸机和运输机设计师来说,主要是应用主动控制技术改善乘坐品质、减轻结构重量,从而提高武器投放精度、增加航程或提高载重能力;对直升机设计师来

说,采用主动控制技术提高直升机的生存性、降低重量和成本。例如采用主动控制技术设计一架战斗机比普通设计方法设计的战斗机重量可以减少8~18%,提高空-空射击命中率2倍左右;若用主动控制技术设计一架远程轰炸机可减重23%,如果总重不变则可使航程增加20%左右。

正因为这项技术对提高飞机性能具有相当大的潜力,所以国外许多国家(美、英、法、西德、瑞典、以色列、日本和苏联)都竞相发展这项新技术。

主动控制技术的发展已经经历了二十多年,最初,首先是美国在大飞机上进行研究和应用,所以多数设计师认为这种技术主要用于大型、低载荷因数的飞机。后来的研究(如第1.2节所述美国进行了9个研究计划)表明,这种技术用于战斗机所带来的效益更加明显,因而各国都把主要力量放在有关主动控制技术在战斗机上的应用的研究。美国相继开始了美空军飞行动力实验室的F-4生存飞行控制系统计划(即680J计划),这项计划共投资一千六百五十万美元,其目的是验证电传飞行控制系统的可靠性和生存性。该计划由麦克唐纳·道格拉斯公司担任主承包商,与斯派雷公司、通用电气公司以及利尔·希格勒公司协作,1969年7月开始,1973年中完成。接着又在这架飞机上进行了主动控制技术(放宽静稳定度、机动载荷控制、直接升力和直接侧力)的评定;美国航空和航天局用改装的F-8C战斗机试验了电传操纵系统,该机去掉了机械操纵系统,整个飞行过程完全由电传操纵系统控制,较好地验证了数字式电传操纵系统用于战斗机的可行性。美国空军飞行动力试验室在1973~1977.7间所完成的YF-16轻型战斗机计划,评定了包括直接力控制、机动增强和放宽静稳定度等主动控制功能,这项计划大大推动了主动控制技术的发展,使F-16成为世界上第一架真正的主动控制战斗机。与此同时开始一项先进战斗机技术综合验证机(AFTI)计划,它是当今举世瞩目的最大的主动控制技术研制和发展计划。该计划包括两部分,第一阶段验证数字式飞行控制系统(DFCS),第二阶段对自动化机动攻击系统进行研究论证,原预计到1985年8月完成。第一阶段的任务已经完成,证明了三余度数字式电传飞行控制系统可以实现一种随任务调整的多模态控制功能。在计划的第二阶段主要是通过自动化机动攻击系统提高武器发射效率和飞机的生存力。为此将一个指挥仪式的火控系统 with 数字式飞行控制系统交联起来,把目标传感器、跟踪装置、头盔瞄准具及武器接口自动化综合在一起评价自动化武器投放功能。这一计划完成后将会使主动控制技术在战斗机上的应用迈出更大的一步,也会为主动控制技术在飞机上的应用带来新的生机。

英国目前主要在“美洲虎”上进行一项主动控制技术的研究、发展计划。该计划是七十年代中期开始的,着眼于为下一代战斗机研制主动控制技术。计划的目的是验证无机操纵系统的全电传操纵飞机方案的可行性,系统的完好性和普通系统一样高,即使在不稳定的情况下也具有良好的操纵品质以及防失速和防尾旋的功能。电传操纵系统已于1981年10月首次飞行前装在飞机上,到1984年8月初“美洲虎”ACT试验机已经完成72次飞行。飞机还在试验台上进行了雷电保护和抗电磁干扰试验。这项ACT计划是英国航空技术发展的重要一步,第一次以高可靠性、高精度达到了全部预计性能。

西德的CCV试验计划是由梅伯布飞机公司根据国防部的合同实施的,是西德“航空设备试验计划”(KEL)的一部分。计划始于1974年2月,目的是在发展各种安全技术的同时,研制并试验一种先进的、故障-安全式数字式飞行控制系统。在此基础上试验一种相当不稳定的超音速战斗机在整个飞行范围中的飞行特性。选西德空军的F-104G作为试验机。由于

F104G是自然稳定的，增加了试验CCV技术的困难，因此只好通过综合使用各种不稳定措施，使飞机达到为验证主动控制技术原理所需的不稳定度（约20%）。

根据任务，试验计划分为两个阶段，每个阶段又分成若干小阶段，采用不同的飞机布局。第一阶段为研制和试验主动控制技术所采用的飞行控制系统而改装试验机 and 试飞各种传感器。第二阶段是飞行控制系统地面和飞行试验，并对高度不稳定的试验机的飞行性能进行评定。

从1977年12月到1981年10月，两名试飞员对CCV F-104G的五种布局进行了117次飞行，在此之前，1976年11月进行了13次传感器试飞。在1981年10月28日的一次持续一个多小时的飞行中，负的纵向稳定性达到20%，这在各国已知的主动控制试验计划中创最高记录，甚至超过了美国YF-16的不稳定记录。

法国“幻影”2000和“幻影”4000战斗机上也均采用电传操纵系统试验主动控制功能，同时法国还在积极研制语音指令系统，它的成功将加速实现主动控制对座舱控制和显示的要求。

瑞典的JA-37、JAS 39及以色列“狮”式战斗机也都采用电传操纵系统发展他们的主动控制技术。

日本三菱公司接受日本防卫厅技术研究发展本部的一项合同，把一架T-2A高级教练机改装成主动控制技术验证机。计划分为二个阶段，第一阶段从1978年开始，对T-2A进行改装，第二阶段从1981年开始，于1983年上半年结束。主要内容是应用第一阶段研究的零部件技术进行部件和系统的评定，用实验机进行综合性的性能和可靠性的评定以及在试验台上进行的抗电磁干扰试验。这项计划的总投资为4千7百万美元。

近10年来主动控制技术发展很快，有些功能已经正式在飞机上使用，有的功能正处于研制和试飞阶段，纵观全球有近30种飞机在研制、试验和应用主动控制技术（表1.1）。

表 1.1 主动控制技术的应用

主要控制功能	飞机种类	技术 进 度 情 况			
		设 计	系统研制	试 飞	获得使用经验
放宽静稳定度 (RSS)	B-58	△	△	△	△
	B-1	△	△	△	
	F-111	△	△	△	
	T-6			△	
	M2/F3			△	
	X-24			△	
	CCV B-52	△	△	△	△
	F-8 SCW	△	△	△	
	YF-16	△	△	△	
	CCV F-4	△	△	△	