

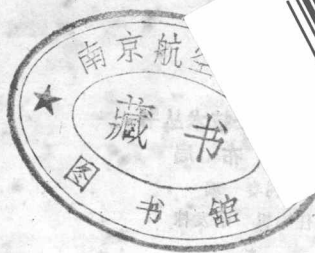
隨拾部局

V249
1005-

现代军事电子技术丛书

随 控 布 局

李利春 编



国防工业出版社

527188

内 容 简 介

本书是《现代军事电子技术》丛书的一个分册。全书介绍了随控布局飞机的飞行控制系统,其中包括电传操纵、数字飞行控制、随控布局 and 余度技术等新技术,分章叙述了这些新技术的基本概念、基本方案和基本设计思想等内容。

本书可供飞行操纵和自动控制专业的科研、设计、教学人员以及其他专业人员参考。

现代军事电子技术丛书

随 控 布 局

李利春 编

责任编辑 余发棣

*

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

*

850×1168¹/₃₂ 印张4³/₄ 120千字

1984年12月第一版 1984年12月第一次印刷 印数: 0,001—1,689册

统一书号: 15034·2698 定价: 0.61元

目 录

第一章 概述	1
第一节 随控布局飞行器(CCV)的含义和基本概念	1
第二节 历史背景与发展经过	2
第二章 电传操纵系统	8
第一节 电传操纵系统的类型	8
第二节 系统基本方案和组成原理	10
一、模拟式系统	10
二、数字式系统	12
三、备份系统	17
第三节 系统功能和控制原理	19
一、纵向系统	19
二、横侧向系统	23
第四节 小结	27
第三章 随控布局飞行控制系统	29
第一节 概述	29
第二节 放宽静稳定性	29
一、设计思想和基本原理	29
二、系统方案和控制原理	32
三、应用效益	34
第三节 机动载荷控制	34
一、设计思想和基本原理	34
二、系统方案和控制原理	36
三、应用效益	40
第四节 直接力控制	41
一、设计思想和基本原理	41
二、系统方案和控制原理	43
三、应用效益	53
第五节 阵风减载与乘感控制	53
一、设计思想和基本原理	54

二、系统方案和控制原理	54
三、应用效益	55
第六节 机动增强	56
第七节 飞行边界控制	57
第八节 颤振主动抑制	61
第九节 小结	66
第四章 余度技术	68
第一节 基本概念	68
一、基本定义	68
二、可靠性规范	69
三、基本余度原理	70
第二节 余度系统的要素	73
一、余度系统的组成原理	73
二、余度管理	75
第三节 信号选择 (表决)	75
一、信号表决器的功能特性	75
二、表决器的均衡	78
三、表决器的类型和举例	83
第四节 故障监控	87
一、故障类型与监控覆盖率	87
二、故障监控方式	87
三、监控器的功能特性	90
第五节 故障警告与隔离	91
一、故障的警告	91
二、故障的隔离	92
三、瞬时效障的复位	92
第六节 可靠性分析和设计原理	92
一、直接法	93
二、概率模型法	94
三、状态过渡法	98
第七节 可靠性的检验	106
一、贝努利试验	106
二、监控覆盖率的检验	107
第八节 电传操纵和随控布局飞行控制系统的基本余度方案	109
一、纯粹的多余度系统	109
二、综合多余度系统	113

第五章 主要部件特性	116
第一节 飞行控制计算机	116
一、中心处理机的主要特性	116
二、接口方案	117
三、多路传输与数据总线	120
四、计算机的余度管理	121
第二节 余度舵机	124
一、余度舵机的主要类型	124
二、力综合式余度舵机的基本原理	125
三、力综合式舵机的余度管理	127
第三节 惯性传感器	129
第四节 迎角(侧滑角)传感器	130
第五节 操纵装置	130
一、侧面驾驶杆	131
二、足蹬	133
三、CCV 操纵器	133
第六章 关键技术问题和新技术途径	134
第一节 关键技术问题	134
一、雷击损害的防护	134
二、电磁干扰和电磁兼容	135
三、飞行控制系统与飞机高频结构模态的相互影响	136
四、关键部件的研制	136
五、试验设备和试验方法	137
第二节 新技术途径	137
一、气动技术	137
二、稀土永磁电动式舵机和助力器的应用	138
三、DFBW系统控制功能的进一步完善	139
四、解析余度技术的研究	140
五、光传操纵和全数字系统的研究	141
参考资料	142

第一章 概 述

第一节 随控布局飞行器(CCV)的 含义和基本概念

随控布局飞行器，是一种特殊设计的飞机，它是七十年代出现的一种飞机设计新技术。按英文原字也可译成“随控布局的飞机”或“布局受控制的飞机”，就是一架飞机的布局（外形结构）设计受到自动控制技术的控制或影响。在飞机设计初期就主动将自动控制技术，象气动、结构、推进等因素一样，作为飞机设计的基本要素，充分发挥飞行自动控制的作用和潜力，提高飞机性能。通常设计的飞机虽然也装设飞行自动控制系统，但对它的使用是被动的、有限的。这种被动性表现在飞机设计初期并不考虑自动控制，即使有所考虑，也不作为飞机设计的基本要素，更不会影响飞机的布局。在飞机设计完成甚至第一架飞机试飞之后，根据飞机存在的问题，再考虑自动控制器器的具体选用。即使装设了飞行自动控制器之后，在操纵权限、使用状态、使用阶段等方面又有许多严格的限制。而在随控布局飞机上，飞行自动控制器在整个飞行过程中是全权限工作的，是飞机上必不可少的组成部分。这种飞机的布局是按气动、结构、推进和自动控制四个基本要素来协调确定的。

国外几乎在整个七十年代，对随控布局技术进行了大量的应用研究和飞行验证，逐渐形成了比较完整的随控布局概念。到目前为止，随控布局所包含的基本功能方式有：

1. 放宽静稳定性(RSS);
2. 机动载荷控制(MLC);
3. 阵风减载 (GA 或 GLA);
4. 直接力控制(DFC);

5. 机动增强(ME);
6. 乘感控制(RQC);
7. 飞行边界控制(FBC);
8. 颤振抑制(FS)。

目前已有部分功能进入实用阶段,如放宽静稳定性、机动载荷控制和直接升力控制等。从随控布局技术所得到的效益是多方面的,是传统设计技术所不能实现的。这是一项很有应用价值的飞机设计新技术。

第二节 历史背景与发展经过

一、背景

自从飞机进入超音速时代以来,大约有三十年历史。前期(五十至六十年代),飞机经历了一个突飞猛进的发展过程,很快就进入马赫数 $M2$ 级的时代。然而在从六十至七十年代初期这段时间内,由于许多原因,飞机的发展逐渐缓慢下来。飞行性能的提高似乎越来越趋“饱和”。从气动布局上来看,自从后掠翼的出现而导致“音障”的突破以来,虽然经历了不少的新气动布局的演变,但在飞机性能方面仍有不少问题需要解决,如大型飞机在结构和巡航性能方面的问题,小型飞机在机动性与操纵稳定性方面的问题。

从飞行操纵方面来看,传统的机械操纵系统,越来越呈现出性能的陈旧。例如操纵稳定性的改善、战斗生存性的提高等问题就是这样;又如飞机的驾驶,特别是在终端(进场、着陆)、战斗(跟踪、瞄准)等紧要飞行阶段,要依靠人工操纵来驾驭多自由度耦合运动,这也是多年以来希望改变而又无法解决的问题。

在科学技术高度发展的今天,使飞机和系统设计人员把各种先进技术(数控、电子、自动控制等)与气动技术和飞行操纵技术结合起来,全面提高飞机性能。

二、发展经过

随控布局技术的发展大致可分为如下三个阶段:

(一) 控制增稳系统的应用

要很好地理解随控布局技术的发展, 应该考虑控制增稳系统(CAS)的应用。事实上, 自动控制技术在改善飞机的操纵稳定品质、简化操纵动作、减轻飞行员工作负担以及完成精确控制等许多方面, 已经有了多年的历史, 而且电子飞行控制的灵活性与多能性, 也早为人们所认识。六十年代, 国外在马赫数 $M2$ 级高性能战斗机上, 广泛使用了控制增稳系统。图 1-1 为 CAS 纵轴功能示意图。从图中可见, 这种系统具有控制通道和反馈通道, 控制通道起增控作用, 它与机械操纵系统的前段相并联, 共同传递操纵指令; 反馈通道起增稳作用, 它与单纯的增稳系统相同。这种系统具有下列优点:

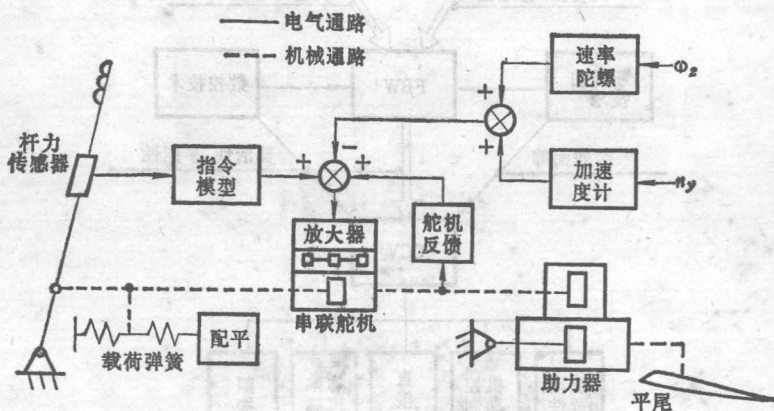


图1-1 CAS纵轴功能示意图

1. 能同时增大短周期阻尼和静稳定性, 而又不损失机动性(操纵反应), 满意地解决了机动性与稳定性之间的矛盾, 使得那些按牺牲一些稳定性而求机动性的方法设计的飞机(战斗机), 在装设控制增稳系统之后, 既能在气流干扰时具有很高的稳定性, 又能在操纵时具有灵敏的操纵反应。

2. 动态和静态杆力梯度可以随意设计, 每 g 过载所对应的角速度也可随意设计, 而且能方便地进行调试, 以满足不同的品

质要求。

3. 能简化操纵动作, 减轻飞行员的工作负担。

4. 整个操纵系统的性能, 并不依赖于机械操纵系统, 很容易对操纵性能进行调选, 特别是在新机试飞期间更为有利。同时可以把机械操纵系统设计得简单一些。

5. 可以使机械操纵系统与电气控制通道互相构成余度, 从而提高前段操纵系统的生存性。

控制增稳系统是电传操纵系统的萌芽, 也是飞行控制向随控布局技术发展的第一个转折点 (见图1-2)。

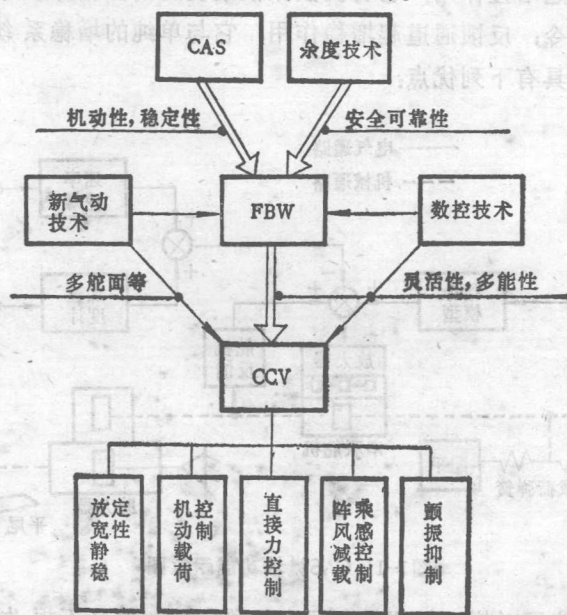


图1-2 随控布局的形成

(二) 电传操纵系统的出现

早期的控制增稳系统是无余度的单套系统, 由于电子、电气设备的安全可靠性不如机械系统, 因而那时的飞行自动控制系统 (包括控制增稳系统在内) 在飞机上只能处于次要的和辅助的地位, 尽管它具有许多优点, 人们仍然不敢重用。这个问题自六十

年代以来, 国外一直在设法突破这个重大技术关键。F-111 飞机三余度飞行控制系统的首次应用, 标志着余度技术的成熟和飞行自动控制系统在安全可靠性的突破, 终于能与机械操纵系统的可靠性相比美了, 这是飞行控制技术发展的第二个转折点。在此基础上, 多余度的控制增稳系统迅速取得了飞行员的信任, 并在多种现代飞机上, 从起飞到着陆的整个飞行阶段都应用了。同时, 进一步发展到电传操纵 (FBW) 系统, 也就成为现实。F-4 飞机生存性飞行控制系统规划, 全面地验证了四余度电传操纵系统的功能完整性和安全性, 肯定了它的应用价值。这个四余度系统的安全性指标达到了 1.067×10^{-6} /小时, 超过机械操纵系统 (F-4 飞机的机械主操纵系统失效概率约为 3×10^{-6} /小时)。此后, 电传操纵系统很快进入实用阶段, 并由模拟式发展为更先进的数字式系统, 目前世界上许多先进的高性能飞机, 例如 F-16、F-18、狂风、幻影 2000 等都装设了电传操纵系统。多年以来传统的机械式主操纵系统, 已经完成了它的历史使命, 个别飞机上已经停止应用。这就是飞行自动控制技术的第三个转折点 (见图1-2)。电传操纵系统的出现, 又为随控布局飞机奠定了重要的技术基础。

(三) 随控布局技术的形成

随控布局飞机是在电传操纵系统的基础上, 结合新气动技术进一步发展的结果。图 1-3 中示出了 1965—1979 年间美国关于电传操纵和随控布局技术的几个主要技术规划的发展概况。图中包括大型飞机和小型飞机两部分。对于大型飞机, 我们用有代表性的 B-52CCV 规划来说明。65 年在 B-52 轰炸机上最早开展了单功能 CCV 即载荷减轻和模态稳定 (LAMS) 的研究与验证, 主要目的是利用自动控制技术来减轻飞机的结构疲劳、延长使用寿命、稳定结构振荡和防止危险。此后在 1970—1974 年间, 实现了 B-52CCV 多功能单项验证, 从原理上证明了 CCV 的实现可能性和性能效益。与此同时, 还有其它一些军用运输机和民航机也做过各种不同程度的验证。对于战斗机来说, 图 1-3 绘出了从

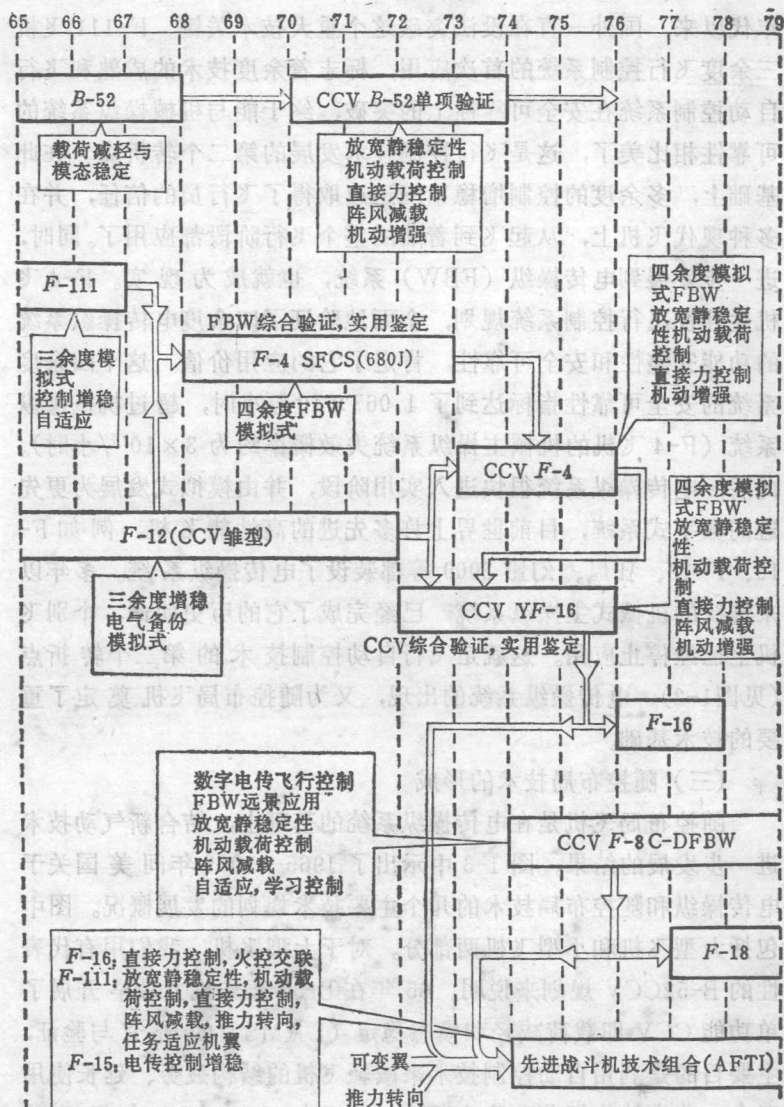


图1-3 美国FBW-CCV技术规划发展概况

余度技术、电传操纵到随控布局的整个发展过程。前面所述的余度电传操纵的发展阶段，到1973年为止，就重点转入随控布局飞

机发展阶段。如图 1-3 所示，早在 F-12 飞机的研制初期，这种马赫数 $M3$ 级的飞机遇到了静稳定性很小甚至静不稳定的问题，这可以说是气动技术的“禁区”，由于某些原因，当时单纯依靠气动技术，已经无法解决这个问题，只能利用高度可靠的自动增稳系统，使静不稳定的飞机得以安全飞行并满足操纵品质要求。由于余度技术已经成熟，使得这个问题终于由三余度自动增稳系统满意地解决了，从而飞行控制系统开始上升到主动的和必不可少的地位，可以说 F-12 飞机就是 CCV 的第一个雏型。此后飞机设计人员故意降低飞机固有的静稳定性，获取配平阻力的减小和机动性的提高，经过反复的研究与验证，形成了“放宽静稳定性”这个重要的 CCV 功能。与此同时，为了充分发挥电传操纵系统的潜力，实现了多舵面（附加舵面）自动控制技术，并对一系列的新功能，如机动载荷控制、直接力控制、阵风减载与乘感控制、机动增强以及颤振抑制等，进行了广泛的研究与飞行验证，逐步形成了今天这样完整的 CCV 概念。在图 1-3 中还可以看到七十年代中期的两个主要 CCV 发展规划，即 F-4CCV 和 YF-16 CCV，前者是综合验证；而后者是综合验证兼实用鉴定。它们都是以四余度模拟式电传操纵系统为基础，利用附加舵面实现 CCV 功能的。这两项规划以 F-16 生产型飞机正式采用电传操纵系统和部分 CCV 功能而告终。

其次，从图 1-3 我们还看到，在七十年代后期，进行了一项先进的 F-8C 规划，在战斗机上把电传操纵系统由模拟式推进到数字式的高级阶段，它的研究成果已经迅速地应用到 F-18 战斗机上。最后，我们看到一个多机种全面验证和发展规划正在执行中，这就是“先进战斗机技术组合体”（AFTI）规划。在这个规划中，CCV 功能将与火控、矢量推力等系统交联，实现多模式的综合控制，并将对几种不同布局的飞机，研究 CCV 功能的通用性，进一步解决成本效率、综合化、最优化等若干实用问题。

随控布局技术在美国发展成功后，其它国家如西德、英、法、日本等，也相继开展了类似的研究，以求尽快地加以采用。

第二章 电传操纵系统

如第一章所指出，电传操纵（FBW）系统是CCV的重要技术基础，也是CCV飞行控制系统的核心组成部分。没有FBW就不能实现CCV，因为CCV的多舵面（通常有平尾、副翼、方向舵、前襟、后襟、鸭翼和前鳍等七种）多功能的复杂控制，不可能由人工机械系统来实现，只能依靠电子自动控制的FBW系统。所以在本书里，把电传操纵系统作为第一个专题来讨论。由于电传操纵系统必然是多余度的，为了叙述方便，我们把余度技术集中到第四章去介绍。在本章里我们只从FBW系统的一个余度通道来说明它的基本原理、结构方案、系统功能和设计要点等，这对各个余度通道来说都是相同的。

第一节 电传操纵系统的类型

飞机上的纵向、横侧向、升力面、阻力面、变几何布局等操纵装置以及飞行自动控制系统，总称为“飞行操纵系统”（FCS）。按目前国外的分类方法，把飞行操纵系统分为“人工飞行操纵系统”（MFCS）和“自动飞行操纵系统”（AFCS）两大类。在过去，人工操纵系统只包含机械操纵系统，“人工”的含义是明确的。但在FBW技术出现之后，由于自动控制渗透到整个飞行操纵系统中去，几乎每一种操纵功能都离不开自动控制，从而“人工”与“自动”的界线变得模糊了。为了避免混淆，本书把FBW系统仍归属于飞行自动控制系统，因为它主要依靠自动控制（反馈控制）技术来实现。对于那些机械式系统或者不具有自动控制作用的直接电气传动系统，仍称为“人工操纵系统”。

电传操纵系统是飞行操纵系统的一个特定型式，它将广泛地流行使用。目前使用的基本上有两种类型：

1. 纯电传操纵系统 这种系统不仅取代了除助力器以外的整个机械操纵系统，而且含有完善的反馈控制回路，能够保证飞行品质的改善，以满足规定的操纵稳定性指标。但是，真正称得上纯电传操纵系统的，目前还不多见，通常使用的 FBW 系统，一般都带有一定型式的备份系统，以便主系统完全失效时应急使用。图 2-1 示出了纯电传操纵系统的示意图。应该指出，在现阶段，由于对备份系统方案的不同考虑，有时也保留局部的机械操纵系统作为备份，并兼有电气备份通道，例如 F-18 飞机纵向为机械备份，横、侧向为电气备份，这样的系统虽然不是纯电传的，但习惯上仍称为 FBW 系统。

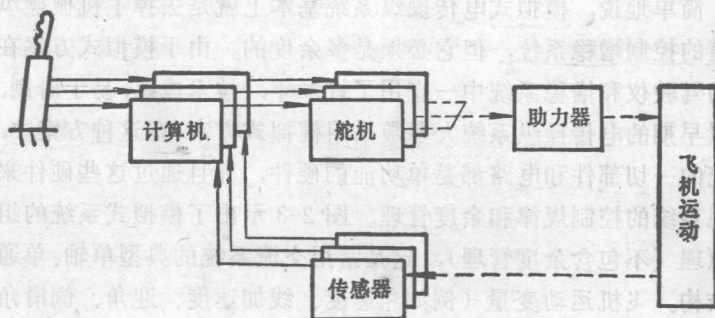


图2-1 纯电传操纵系统示意图

2. 直接电气传动系统 (DELS) 这种系统只是把飞行员的操纵动作 (指令) 用电气的方法传递到舵面助力器，而不保证飞行品质的改善，即不含有反馈控制回路，实际上就是一个电气随动系统。图 2-2 示出了这种系统的示意图。由于它不改善飞行品质，故结构比 FBW 系统简单，通常用作 FBW 系统的电气备份通道。附带指出，在具有放宽静稳定性功能的随控布局飞机上，



图2-2 直接电气传动系统示意图

即使是备份通道也不能采用直接电气传动系统，因为这种飞机在飞行中的任何时刻，都不能缺少自动增稳。

第二节 系统基本方案和组成原理

电传操纵系统的基本方案有模拟式和数字式两大类。由于数字控制的许多优越性，目前模拟式系统正在逐步被淘汰。另外一种混合式方案可看成是由模拟式到数字式的过渡形式。本节将首先介绍各类方案的基本原理和主要特点，然后再重点介绍电传操纵系统的功能要点。

一、模拟式系统

简单地讲，模拟式电传操纵系统基本上就是去掉了机械操纵通道的控制增稳系统，但它必须是多余度的。由于模拟式方案在自动驾驶仪和增稳系统中一直用了许多年，技术成熟，易于研制，所以早期的电传操纵系统大多数采用模拟式方案。在这种方案中，系统的一切部件和电路都是单功能的硬件，并且通过这些硬件来实现系统的控制规律和余度管理。图 2-3 示出了模拟式系统的组成原理（不包含余度管理），这是常用交流系统的典型单轴、单通道结构。飞机运动变量（例如角速度、线加速度、迎角、侧滑角等）由各种反馈传感器测量。这些传感器的输出信号在一般情况下可以是直流或交流（调制）的，对于交流式系统，需要把直流输入信号先进行必要的滤波或校正，然后再经过调制器变换为交流信号。而对交流输入信号，则需先解调变为直流信号，然后进行必要的滤波或校正，最后再经调制，恢复为交流信号。经过处理后的各种交流输入信号，在综合放大器中加以综合，产生合成的指令信号，这个信号还要经过变增益处理，以适应于飞行状态的变化，并且还可能经过结构滤波处理，滤除飞机的高频结构模态，以免造成结构共振或颤振。最后形成的指令信号才能用来驱动伺服舵机，并传动舵面助力器。除了传感器和舵机以外，图 2-3 中的全部组件或环节，都包含在电子组件（或称模拟计算机）之中。显然，这些电子器件的每一个都只能完成一种特定的功能，