

1 自动飞行控制系统概述

1.1 自动飞行控制系统的发展

1.1.1 自动驾驶仪

自动飞行控制系统已有一百多年的发展历史。首次由陀螺控制的两轴自动驾驶仪是由 Lawrence Sperry 公司于 1914 年在巴黎演示成功的,所以这类自动驾驶仪称为“陀螺驾驶仪”,其功用是保持飞机的稳定平飞,即稳定飞机的角运动。它是一种基于反馈原理与飞机空气动力响应形成闭合回路的自动系统。自动驾驶仪中的测量元件(陀螺)从气动陀螺发展为电动陀螺。自动驾驶仪中的伺服系统由过去的气动-液压式发展为全电动式;由 3 个陀螺分别控制 3 个通道改用 1 个或 2 个陀螺来控制飞机,并可完成爬高及自动保持高度等机动飞行。有的轰炸机上的自动驾驶仪还与轰炸瞄准器连接起来,以改善水平轰炸的定向瞄准精度。自动驾驶仪中控制信号的处理与放大组件从机电放大器、磁放大器发展为电子管、半导体、集成电路以及微处理器和数字化。

由于在通用航空飞机和大型运输客机之间对自动飞行的要求不同,因而自动驾驶仪的类型多种多样,其发展极不平衡。在单发私人小飞机上,可能只用单独的“横滚稳定系统”或“机翼改平系统”,而大型客机可有从起飞至接地和滑行的全自动系统。

1.1.2 从自动驾驶仪到自动飞行控制系统

20 世纪 60 年代以前的自动驾驶仪均以舵机回路的稳定系统为主,配合较少的输入指令(如转弯、升降、高度保持等)去操纵飞机。后来发展成为配合无线电导航、惯性导航的横滚指令输入,增加了外回路控制部分。要求实现自动进近和自动着陆,进一步扩大了外回路控制部分,并且和自动油门结合后形成了较为完整的自动飞行控制系统(Automatic Flight Control System, AFCS)。这时,AFCS 的主要功能不再是角姿态的稳定和控制,而是航迹选择和保持以及速度的自动控制。这时,方式控制板(Mode Control Panel, MCP)成为不可缺少的部件,飞行员通过方式控制板选择自动飞行控制系统的工作方式,并设置一定的参数。

自动飞行控制系统是在 20 世纪 60 年代中逐步发展起来的,70 年代是模拟式 AFCS 盛行的时代,80 年代开始了 AFCS 从模拟式向数字式过渡。数字式的 AFCS 已和电子飞行仪表系统(EFIS)结合起来,自动飞行控制系统的工作方式通过 EFIS 显示器上的飞行方式通告牌显示给飞行员看,用于飞行员监控自动飞行控制系统的实际工作状态。

随着计算机技术和信息综合化技术的发展,数字式的 AFCS 开始和飞行管理计算机系统

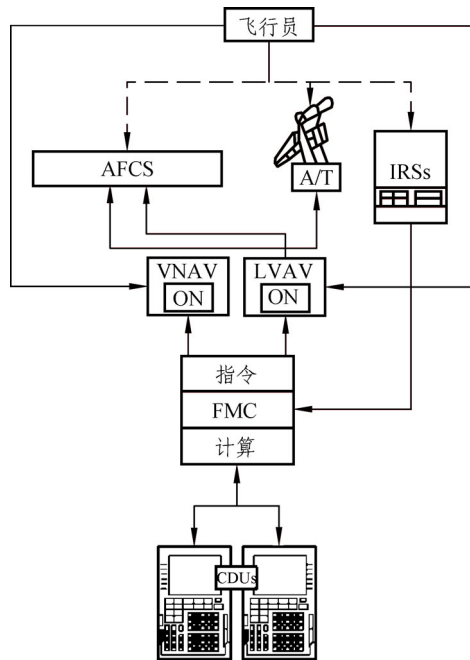
(FMCS) 结合工作。在飞行管理计算机统一管理下的自动飞行控制系统和自动油门配合，实现对飞机的自动控制和发动机推力的自动控制。

飞行管理计算机系统提供的许多先进的作用和功能是早期自动驾驶仪系统所不具备的。飞行管理计算机系统的功能如下：

- (1) 飞行计划。使用驾驶舱内的 CDU 可以提前在计算机中编制一个完整的飞行计划。
- (2) 性能管理。该系统可以提供爬升、巡航、下降和等待航线的最佳剖面，使用最优的爬升设置、巡航设置可以获得最低的飞行成本。
- (3) 导航计算。FMC 可以计算水平导航指令和垂直导航指令。
- (4) 对 VOR/DME 自动调谐。FMC 可以自动将 VOR/DME 调谐到最合适的台上。
- (5) 自动油门速度指令。这一点通过 EADI 上目标速度和实际速度之差显示出来。

所以，有些资料认为自动飞行控制系统和自动油门都只是飞行管理系统的执行部件，它们都是在飞行管理计算机的统一管理下完成了对飞机的控制和对发动机推力的控制。

只要在飞行管理计算机系统中存在有效的飞行计划航路，并选择自动飞行控制系统工作于水平导航和垂直导航方式，再加上自动油门系统 (Auto-Throttle, A/T) 对发动机推力的自动控制，自动飞行控制系统就可以控制飞机沿飞行计划航路的水平剖面 and 垂直剖面飞行了。此时，FMS 已成为水平导航和垂直导航的外回路“司令部”，如图 1.1 所示。图中的 IRS 是惯性导航系统，其主要作用是给飞行管理计算机系统提供位置信号，并为自动驾驶仪提供姿态和航向信号。



—— 整体的FMS工作条件：水平导航和垂直导航接通
--- 单独工作

图 1.1 在飞行管理计算机统一管理下的自动飞行控制系统和自动油门

自动飞行控制系统的发展经历了模拟式自动飞行控制系统阶段和数字式自动飞行控制系

统阶段。20 世纪 70 年代是模拟式 AFCS 的年代，80 年代之后，是数字式 AFCS 的时代。目前，在大多数飞机上使用的都是数字式自动飞行控制系统。

1.1.3 电传飞行控制系统

数字式 AFCS 和计算机技术的高速发展为电传飞行控制 (Flight By Wire, FBW) 创造了条件。事实上，波音 737 飞机上 AFCS 的驾驶盘操纵 (Control Wheel Steering, CWS) 方式也是一种电传操纵。电传操纵又是以主动增稳控制技术发展起来的。如果不从余度和备份手段方面去考虑，当今的自动飞行控制系统、电传操纵或电传飞行控制系统之间很难找出明确的界限。

目前空客有 6 种型号的飞机 (A319、A320、A321 和 A330、A340、A380) 采用 FBW，B-777 和 B787 飞机也采用 FBW 系统。

电传飞行控制也称电传操纵，意为驾驶员指令飞机运动，而不是指令舵面偏转。FBW 和 AFCS 之间的不同在于，驾驶员扶杆操纵时，AFCS 依靠机械连接推动舵面，飞机的响应运动需由驾驶员通过仪表感知后改变自己杆上的操纵，因而驾驶员进入了飞行控制回路；而 FBW 靠杆上传感器的电信号和飞机运动传感器的反馈信号叠加后操纵舵面和飞机运动，驾驶员不进入飞行控制回路，在自动飞行方式下两者无多大差别。

1.1.4 光传飞行控制系统

为了防止电磁干扰传输电缆，FBW 采用双绞线和屏蔽接地等技术，但尚不能完全抑制意外的电磁和电击干扰，在此问题上光传输具有极好的防护性能。用于光传输的辅助操纵系统和发动机控制系统都已研制成功并投入实际应用。CBL (光传控制) 和 FBL (光传飞行控制) 在民用飞机上的应用和发展始于 1992 年，1996 年进入实际使用，例如，MD-87 飞机上采用光纤传输的副翼调整片控制系统 (TBL) 和雷神公司的比奇 (Beech jet 400A) 飞机上采用光传输发动机控制系统 (CBL)。光传控制除了像电传控制一样可减轻重量，增加业载，改善可靠性和维护性，提高性能和安全以外，在消除 EMI、EMP、HIRF、火花、闪电、雷击等干扰因素方面作用明显，这是近代飞机上无线电射频密集的情况下有利于防护的重要措施。

国外主要民用飞机使用飞控设备情况见表 1.1。

表 1.1 国外主要民机使用自动飞行控制系统的情况

	年代	类型	飞机型号	自动飞行控制系统型号
自动驾 驶仪	20 世纪 40 年代	气动液压式	美国 C-47, DC-5	A-3
			苏联的 ÈÈ-2	苏联的 ÁĬ-45
		电动式	美国 B-24 轰炸运输机	C-1
			美国 CV-204, DC-6	A-12
			苏联轰炸运输机	ÁĬ-5

续表

	年代	类型	飞机型号	自动飞行控制系统型号
自动驾驶仪	20 世纪 50 年代	电子式	美国子爵号, 不列颠号	SEP-2, PB-10, AP-101
			苏联 ÈÈ-18	ÀĬ-6Å
			苏联 ÀĬ-24, 26, 30	ÀĬ-28
自动驾驶仪	20 世纪 60 年代	电子式	英国三叉戟, 彗星 2E	SEP-5/SEP-10
			美国 C-130, DC-7, 8, 9	AP-105
			美国 DC-7, 8, 9, 10	SP-30/SP-50, PB-20/PB-100
			L-1011, B-707	FCS-110
			B-727, B-737	PB-120, CAÓ-1T
			苏联 ÈÈ-62, ÓÓ-124、134	PB-120, SP-77, ÁÑÓ-3Ĭ
自动飞行控制系统	20 世纪 70 ~ 80 年代	模拟式	B-707, VC-10	PB-20D
			B-727	SP-150
			B-737-200	SP-177
			B-747	SPZ-1
			A-300-B4	AFCS. SFENA
	20 世纪 80 ~ 90 年代	数字式 +电子显示	DC-9-80	DFGS
			MD-80、90, MD-11	SFS-980
			B-757, B-767	FCS-700
			B-737-300、400、500, B-747-400	SP-300
			A-300, A-310	SFENA. IFS-86
电传操纵	20 世纪 70 年代 以后	电传操纵	协和号	FBW+机械备份
			A320, A330, A380	FBW
			B777	FBW+机械备份

1.1.5 自动飞行控制系统的发展方向

在管制员驾驶员数据链通信 (CPDLC) 即将在飞机上推广使用的今天, 有人提出为使民用飞机进一步自动化, 应该使机载计算机能够读出地面空中交通管制 (ATC) 的指令, 并转化为选定飞行路径和速度的驾驶指令交给 AFCS 去执行。这是一个外回路指令生成问题, 属于 FMC 的工作, 也是自动化飞行的发展方向。

1.2 自动飞行控制系统的分系统

按照 ATA-100 (Air Transportation Administration, ATA, 航空运输协会) 对飞机系统内容分类的编排, 自动飞行控制系统属于 ATA-22 章的内容。该系统包含了为自动控制飞机飞行提供手段的所有内容。现代大中型飞机上的自动飞行控制系统包括自动驾驶仪 (Automatic Pilot, AP)、飞行指引仪 (Flight Director, FD)、自动油门系统 (Automatic Throttle, AT)、偏航阻尼系统 (Yaw Damper, YD) 和自动俯仰配平系统 (Auto Pitch Trim), 如图 1.2 所示。

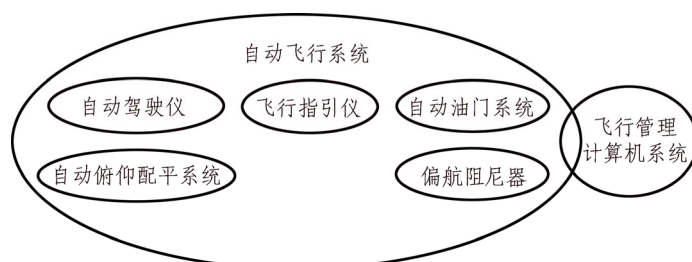


图 1.2 自动飞行控制系统的分系统

自动驾驶仪的功用是通过自动地控制飞机的飞行, 减轻驾驶员的工作负担, 它还可以在恶劣的气象条件下完成飞机的自动着陆。

飞行指引仪的功用是在 PFD 或 ADI 上显示驾驶指令杆, 以指导驾驶员人工驾驶飞机或监控飞机的姿态。

偏航阻尼器的功用是在飞机的整个飞行过程中, 通过增加飞机绕偏航轴的阻尼来改善飞机绕偏航轴的动力稳定性, 并将荷兰滚运动减小到乘客可接受的程度。

自动俯仰配平系统的功用是在所有飞行阶段, 通过自动调整水平安定面, 以保持飞机的俯仰稳定性。

自动油门系统的功用是自动控制发动机的输出功率, 以减轻驾驶员的工作负担。

自动俯仰配平系统和偏航阻尼器结合在一起, 称为增稳系统。它改善了飞机的稳定性, 提高了飞行安全和旅客乘机的舒适性。

飞行管理计算机系统 (FMS) 的功用是为飞机完成最佳飞行、进行导航和飞行剖面的计算。FMS 的输出信号控制自动飞行控制系统的工作, 并对其进行监视。这样, 就防止了飞机在不正常条件下的自动飞行。

根据各种型号飞机的自动化程度以及执行的任務可以部分或全部选装以上各部分。在大型运输机上几乎安装了以上所有的设备, 但小型飞机上配置的自动飞行控制系统一般只包含自动驾驶仪和飞行指引仪。

1.3 自动飞行控制系统的功用

按图 1.1 和图 1.2 配置的自动飞行控制系统可在飞机起飞、离场、爬升、巡航、下降和

进近着陆的整个飞行阶段中使用，其主要作用有两点：一是实现飞机的自动飞行控制，二是改善飞机的性能。

1.3.1 实现飞机的自动飞行

飞机的自动飞行控制就是利用一套专门的系统，在无人参与的情况下，自动操纵飞机按规定的姿态和航迹飞行，通常可以实现沿飞机三轴姿态角和飞机在 3 个方向空间位置的自动稳定和控制。例如，在完全无人驾驶的飞行器（如无人驾驶飞机或导弹等）上，实现完全的飞行控制；对于有人驾驶的飞机（如民用客机或军用飞机等），虽然有人驾驶，但在某些飞行阶段（如巡航阶段），飞行员也可以不直接参与操纵飞机，而是用飞机上的自动飞行控制系统实现对飞机的自动控制，但飞行员应该完成自动飞行指令的设置，并对自动飞行的情况进行监督，而且要求飞行员能够在必要时切断自动飞行控制系统，实现由自动飞行控制到人工飞行控制的转换。

采用自动飞行的优点如下：

- (1) 长距离飞行时解除飞行员的疲劳，减轻飞行员的劳动负荷。
- (2) 在某些坏天气或复杂的气象条件下，飞行员难于精确控制飞机的姿态和轨迹时，自动飞行控制系统可以实现对飞机姿态和轨迹的精确控制。
- (3) 当气象条件比较复杂，飞行员难于合理地操纵进近着陆阶段时，可以由自动飞行控制系统精确地完成进近和着陆的机动飞行。

1.3.2 改善飞机的性能

一般来说，飞机的性能和飞行品质是由飞机自身的空气动力特性和发动机的特性决定的。但是，随着飞行高度和飞行速度的增加，飞机自身的特性会变坏。比如，飞机在高空飞行时，由于空气稀薄，飞机的阻尼特性会变坏，致使飞机的角运动产生严重的摆动，靠飞行员人工操纵飞机将会很困难。此外，设计飞机时，为了减小质量和阻力，提高有用升力，常将飞机设计成静不稳定的，飞行员难于控制飞机。为了解决这一类静不稳定问题，可以在飞机上安装不同类型的飞行控制系统，使静不稳定的飞机变成静稳定的，使阻尼特性不好的飞机变成阻尼特性好的飞机，这就是现代飞机上常用的增稳系统或阻尼系统。这种系统也是一种控制系统，但它不是用来实现飞机的自动飞行控制，而是用来改善飞机的某些特性，实现所要求的飞行品质的。这类系统虽然不能实现自动飞行控制，但仍用于飞行控制，所以，它们也是自动飞行不可缺少的组成部分。

1.4 有关飞行控制自动化的争议

飞行控制自动化领域出现过两次较大的争议。

1.4.1 关于自动飞行控制系统自动化程度的争议

人机接口关系上曾提出过一些正面教育的观点：

- (1) 自动飞行方式过多，在某些方式的自动过渡中易使驾驶员模糊或误解。
- (2) 某些驾驶员过分依赖自动化，造成盲目的安全感而导致意外失控。
- (3) 驾驶员长期依靠自动化系统而缺乏手动操纵实践，技术熟练程度逐渐下降和荒废，当出现某些意外时，将手足无措，不能操纵改出。
- (4) 高度自动化使驾驶员在空中减少工作负荷，并过分空闲，造成惰性，从而丧失警觉性。
- (5) 由于驾驶员知识水平不够且训练不太充分，驾驶员对飞行自动化的理解较肤浅，容易造成对某些飞行自动化的曲解和误操作。
- (6) 输入方式不再是通过分立的专用电门、旋钮、手柄，而统一由方式控制板（MCP）和/或控制显示组件（CDU）实现，容易发生输入差错，这种差错将造成重大危害；应急情况下容易慌神，更易输错或使人机接口脱节，无法输入控制。
- (7) 信息量加大，输入输出数据加大，一方面减少了驾驶员体力负荷，另一方面增加了驾驶员对信息读取理解、判断决策上的脑力负荷，使得心理负荷更为沉重。
- (8) 驾驶员成为管理员，脱离了对飞机的实时控制，靠编程计划去实现飞行，对飞行中实时空情察觉的把握程度降低了，一旦发生意外，就不能立即进入角色。
- (9) 驾驶员和 CDU 打交道太多，下视时间太久，影响了平视和对外部环境的感知。
- (10) 玻璃驾驶舱中，存在两套显示部件、两套侧杆，正副驾驶职责划分上如何分工协调，两人的操作意图如何充分交流、互相理解，这里留下的空隙往往是引起事故的缘由之一。

争议的一般结论认为：

- (1) 设计 AFCS 的前提是为保证飞行任务圆满完成，达到安全指标和经济效益，并不是单纯去追求高度自动化。
- (2) 注意人机接口上的安排，遵照人的因素和工效学原则，考虑到驾驶员的理解和接受程度，设计中要尽可能降低复杂性，由于 AFCS 飞行工作方式过多，所以要在 EFIS 屏幕的明显位置显示自动飞行的工作方式，防止驾驶员不能很好地感知生效工作方式，造成互相矛盾的误操作或操纵不当。
- (3) 加强对驾驶员的训练，通过训练充分掌握自动飞行的机理和应急处理程序。总之，讨论肯定了飞行自动化深入发展的必要性，以提高飞机的稳定性、操纵性和飞行员品质。缓解驾驶员操作紧张和疲劳的自动化措施都是必要的，这有利于飞行安全。

1.4.2 关于 FBW 是否需要机械连接作备份的争议

这个问题起源于空客和波音两大公司对 FBW 原理认识上的差异。通过时间的考验，证明了 FBW 是安全的，多余度电传或光传链接的可靠性在某些场合并不低于机械连接，特别对大尺寸飞机来说，超长度机械连接很不利。对于谨慎设计的利用侧杆控制的 FBW 已被普遍接受。目前虽然还保留着方向舵的机械连接，在适当时机撤销脚踏到方向舵的连接已经不再是出人意料的事了。国内某些专家也认为，由于电传操纵系统具有机械操纵系统无法比拟的优点，故电传操纵系统已成为民用飞机操纵系统的发展方向。

复习思考题

1. 自动飞行控制系统的发展经历了哪几个阶段？
2. 自动飞行控制系统包含哪几部分？各部分的功用是什么？
3. 目前飞机的全自动飞行是如何实施的？