

1.4 航空发动机控制的发展

随着航空发动机的不断发展,航空发动机控制也在不断发展。这一发展可以大体归纳为:由基于经典控制理论的单变量控制系统发展到基于现代控制理论的多变量控制系统,由机械液压式控制系统发展到数字式电子控制系统,由进气道、发动机及喷管各部分单独控制发展到由三者组成的航空发动机综合控制以及飞行/航空发动机综合控制。未来的航空发动机控制将会由集中式控制系统发展为分布式控制系统。

1.4.1 航空发动机单变量控制和多变量控制

早期的航空发动机,由于飞机的飞行速度不高,发动机的推力不大,所以在航空航空发动机中采用亚声速进气道和收敛喷管,并且不需要对进气道和喷管控制。这时的航空发动机采用的控制方案是当飞行条件变化时,根据测量的发动机进口压力,调节燃油流量,保持发动机转速基本不变的开环控制方案。由于这种控制方案的控制精度不高,因此在以后的发动机控制中不再作为主要的控制方案。

随着对发动机性能要求的提高和经典控制理论的完善,到 20 世纪 50 年代初,在发动机控制中应用了经典控制理论的闭环反馈控制原理,并成功地设计与实现了发动机转速反馈的闭环控制,使控制系统的控制精度和动态性能得到了很大的改善,发动机性能有了较大的提高。

经典的反馈控制理论在发动机控制中的应用是发动机研制与发展的一个重要阶段。虽然这种控制理论仅解决了单输入/单输出控制系统的设计,但这种设计方法简单,易于实现,并能保证发动机在一定使用范围内有较好的性能,因此,这种控制方法仍然应用于目前的许多发动机控制中。

现代航空发动机的工作范围在不断扩大,并要求在全飞行包线内都具有最佳性能,如高的控制精度,良好的稳定性,大的推力,低的耗油率,飞行条件变化或发动机工作状态变化时的动态过程时间尽可能短等。在这种情况下,仅用一个控制量控制发动机的一个参数的单输入/单输出控制系统是不可能实现这些要求的,为此,必须采用更多的控制变量以控制发动机更多的参数,这就构成了多输入/多输出的多变量控制系统。控制参数越多,控制回路就越多,在多回路控制系统中,任何一个回路中参数的变化,都将影响到其他回路,因此,各回路之间的交互影响成为多变量系统设计中的一个重要问题。利用经典的反馈控制理论虽然也可以设计多个单一反馈回路组成的多回路系统,然而这种多回路系统不仅结构十分复杂,而且难以解决多回路的交互影响,也就不可能保证系统的稳定性及动态性能。20 世纪 60 年代以来发展的现代控制理论为解决多变量控制系统设计奠定了理论基础,并且很快地在发动机控制中进行了应用研究。

20 世纪 70 年代初,美国对 F10. 发动机进行了多变量控制系统研究。为了保证控制精度和发动机最佳性能,选择了 5 个需要控制的发动机参数。这 5 个参数是风扇转速、高压压气机转速、主燃烧室进口压力、加力燃烧室进口压力和主燃烧室燃油需用油量。在非加力状态下相应地选择了 5 个控制输入量,即主燃烧室燃油供油流量、喷口面积、风扇导流叶片弯度、高压压气机静子叶片安装角和高压压气机放气活门放气面积(控制放气量)。美国第四代发动机 F119 有 14 个控制回路。

如果希望发动机在起飞和超声速飞行时能产生最大推力,而在巡航飞行时耗油率最小,最好的方案是改变发动机的热力循环过程,使其在巡航飞行时按涡轮风扇发动机原理工作,以降低耗油率,而在起飞和超声速飞行时,通过改变发动机的几何通道面积来改变内、外涵的流量比(即涵道比),转为涡轮喷气发动机的工作状态,以产生最大推力,这就是变循环发动机。这种发动机的被控参数往往在 20 个以上,相应的控制变量也大大增加。仅仅作作为控制变量的几何通道可调参数就包括尾喷管喉部面积及出口面积、涡轮导向器面积、外涵道出口面积、压气机放气活门面积、压气机静子叶片安装角、风扇导流叶片弯度等,还包括主燃

油流量、加力燃油流量、涡轮间隙冷却空气量等。整个系统是异常复杂的多变量控制系统。

1.4.2 航空发动机液压机械控制和数字电子控制

1.机械液压式控制器的发展及局限性

航空发动机问世以来,一直采用机械液压式控制器。随着航空发动机的不断发展,机械液压式控制器的设计与制造技术也在不断发展,由于对控制功能要求的不断扩一大与提高,相控制器的结构不断完善,目前机械液压式控制器已发展为能够实现比较复杂的发动机控制规律和具有较高控制精度的“计算装置”。此外,机械液压式控制器还具有抗电子干扰能力强的优点。

当前正在应用的许多航空发动机,其控制系统仍然采用机械液压式控制器,因此这种控制器目前仍然有着重要作用。

机械液压式控制器在实现航空发动机单变量控制中具有一定的优越性。但是,正如前文所讲的,现代航空发动机要求控制更多的参数(变量),以提高其性能,若仍利用机械液压式控

制器实现多变量控制,其结构将十分复杂,并且无法实现多回路解藕控制,也无法实现现代控制理论中各种复杂的控制方法。

2.全权限数字式电子控制

随着电子计算机科学技术及其应用研究的不断发展,将计算机应用于控制器则完全可以实现航空发动机多变量控制。因此,在 20 世纪 60 年代,即开始研究并实现了以模拟式电子计算机作为控制器的发动机控制系统。例如,奥林巴斯 593 发动机控制系统,它的主要参数由模拟式电子计算机控制,只附加了某些机械液压式保护装置和辅助控制器。这种控制器的控制性能超过了机械液压式控制器。但是,模拟式电子计算机作为控制器,则存在电子元件漂移较大、对环境因素比较敏感等问题,使控制精度受到很大影响,同时存在模拟式电子元件可靠性较差以及程序修改受硬件限制等问题。因此,模拟式电子控制器并未得到进一步发展,在很短的时间内即被放弃使用。

近 20 年来,许多国家大力从事将数字式电子计算机应用于航空发动机控制器—数字式电子控制器—的研究,并取得了巨大的进展和成果。

数字式电子计算机的强大功能在于:

(1)数字式电子计算机具有高速运算和高速存储能力,并具有大的存储容量,能够实现现代控制理论中各种复杂而先进的控制算法,因此,将数字式电子计算机应用于控制器时,可保证航空发动机的高性能指标和高的控制精度要求。

(2)数字控制软件和控制算法易于修改和更换,极大地方便了控制系统的设计、试验和实际应用,从而缩短控制系统研制周期,降低研制费用。

(3)数字式电子计算机的逻辑判断功能使控制系统的各种限制与保护措施、故障隔离、容错控制、控制器切换等易于实现,因而可保证航空发动机工作的可靠性。

数字式电子控制器可实现发动机全部功能的控制,即全权限数字式电子控制(Full Authority Digital Electronic control;FADEC)。所谓权限就是指直接行动的能力,全权限数字式电子控制是利用数字式电子控制系统的极限能力来完成系统所规定的全部任务。

FADEC 可在整个飞行包线内对发动机没有限制性规则,保证按照飞行员的意愿操纵发动机。对军用涡轮风扇发动机来讲,FADEC 的主要功能是保证实现发动机所要求的控制规律和不同的控制模式;实现对发动机全部控制变量(主燃油流量、加力燃油流量、尾喷口喉部面积及出口面积、风扇导流叶片弯度和压气机静子叶片安装角等)的准确控制;实现容错控制、状态监视和发动机超转、超温、失速/喘振等各种保护功能,以保证发动机运行安全;实现发动机燃烧室火焰探测、自动点火、自适应起动和飞行条件变化的自动补偿等功能。

1.4.3 航空航空发动机各部分独立控制与综合控制

对于航空发动机来讲,进气道、发动机和喷管各部分的工作密切相关、相互影响。进气道工作的不稳定必然影响到下游发动机的压气机及燃烧室等部件的工作;发动机各可变几何面积的变化以及压气机的失速与喘振也必然影响到上游进气道的工作;喷管节流面积的变化和推力方向的变化也将影响发动机性能。

对于飞机来讲,一飞机的飞行速度、攻角、侧滑角对进气道进出口参数、总压恢复系数和进气道工作稳定性有很大的影响,而进气道出口参数的变化和工作稳定性又进一步影响到发动机;发动机推力的变化又直接影响着飞机的性能,例如飞行速度、爬升率、机动性和飞机的稳定性。

第四代作战飞机所追求的目标是能够超声速巡航和在大攻角过失速状态下亚声速机动飞行。在大攻角过失速状态下亚声速飞行时,由于飞行速度低,空气动力作用在飞机舵面上产生的力矩不大,因而飞机不可能有良好的机动性。为了获得飞机高度机动飞行所需要的力和力矩,就必须依靠喷管,使其不仅能提供沿飞行方向的推力,而且能提供不同方向的推力,即矢量推力。矢量推力能产生比飞机舵面大得多的力矩,足以保证飞机机动飞行的要求。矢量推力通过改变喷口气流方向而获得,这种喷管称为矢量喷管。因此,对第四代作战飞机,其性能与矢量喷管的工作及矢量推力控制有着直接关系。

通过以上分析可以知道,航空发动机的各部分之间、飞机与航空发动机之间存在着复杂的交互作用。传统的航空推进控制系统设计一般是各部分分别独立设计的,形成了各自独立的控制系统;传统的飞行控制系统设计也是将飞机控制与航空发动机控制分别设计,形成了飞机控制系统、进气道控制系统和发动机控制系统。对于这样的控制,当某一个系统处于最佳状态时,其他系统不一定是最佳的,分析某一系统的工作时必须考虑到其他系统最差的工作情况,因而在系统设计时不得不将每一个系统的工作裕量加以放大。最重要的是系统之间的交互影响,在一定条件下可能首先导致其中某一系统工作不稳定,并可能进一步导致整个系统工作不稳定。由此可知,各部分独立设计时,一般很难使航空发动机或飞机整体性能最优,甚至不可能保证整个系统的稳定性。

为了使整个系统性能最优和稳定性最好,就必须对各个部分进行综合控制,也称为一体化控制。对于进气道、发动机及喷管的综合控制称为航空发动机综合控制(Integrated Propulsion Control System; IPCS);对于飞机与航空发动机的综合控制称为飞行/推进综合控制(Integrated Flight/Propulsion Control; IFPC)。

1.4.4 航空发动机 FADEC 集中式控制与分布式控制

当前航空发动机 FADEC 均采用集中式控制系统,即将数字式电子控制器集中放置在专门设计的机箱中。传感器测量的信号通过导线传送至数字式电子控制器,数字式电子控制器按照一定的算法计算后,将输出信号再通过导线传送至执行机构。信号处理、控制算法的执行、通信、存储、余度管理完全由一台数字式电子控制器完成。这样的控制系统称为集中式控制系统。

采用集中式控制系统存在的主要问题如下:

(1)传感器分布在发动机的不同位置,传感器测量的信号通过导线传送至电子控制器,电子控制器的信号再通过导线将信号传送至发动机不同的执行机构。为消除电磁信号干扰,导线还需要屏蔽,这样的结构中导线的重量非常可观,它约占系统总重量的 16000

(2)集中式控制系统的大部分工作主要由一台计算机完成。随着发动机控制参数的增加,控制算法愈来愈复杂,容错控制要求的提高,使系统复杂程度增加,计算机的工作负荷将越来越大,对 CPU 的要求越来越高,这将使数字控制系统研制难度增加,成本提高。

航空发动机 FADEC 未来的发展将可能采用分布式控制系统。分布式控制系统由一台计算机(对有冗余备份的可以是多台计算机)、智能化传感器和智能化执行机构组成。这些智能化传感器和智能化执行机构本身带有 CPU,具有部分信号处理与计算的功能,在工作过程中

可以独立完成部分控制任务。

分布式控制系统的优点如下：

(1)由于智能化传感器和执行机构能独立完成部分控制任务，因而可以大大减少与计算机之间的连接导线，这将使控制系统的重量大大降低。

(2)由于智能化传感器与执行机构具有信号处理与转换、故障诊断、超限检查和自检以及计算功能，大大减轻了计算机的负担。

(3)智能化传感器和智能化执行机构均可以模块化，即传感器和执行机构与电子模块组装在一起，构成标准化电子模块。系统设计时可根据需要选择不同的模块，这将使数控系统的设计与研制难度降低，并使系统的可靠性和可维护性提高。

由于智能化传感器和智能化执行机构须直接安装在发动机上，它们的工作环境恶劣，尤其是处于高温下的电子模块，还需要解决模块耐高温的问题，而当前使用的硅芯片还满足不了这样的要求，这是分布式控制在实际应用中需要解决的核心技术之一。为解决这一问题需要研究耐高温的半导体材料，例如，砷化镓和铝化镓等，它们都是很有前途的耐高温半导体材料。

光纤技术在发动机控制中有着广泛的应用前景。光纤电缆极轻极薄，信号能够在光纤中双向同时传播，无须接地回路和没有产生电火花的安全，光纤电缆不受外界电磁等干扰的影响。所有这些优点对于提高发动机的推重比、控制算法实时计算、安全可靠工作都起着十分关键的作用。

一旦耐高温半导体材料的计算机芯片研制成功，将会使发动机分布式控制得以实现，同时将光纤技术应用于发动机控制系统，这将促进发动机控制、飞行/航空发动机综合控制技术的应用获得巨大的发展。