

航空发动机原理

—控制元件与系统

张天宏 叶志锋 胡世民 编

南京航空航天大学

1999.7

V21/1011



2008047602

V231
1011-1

目 录

第一章 航空发动机控制概述 1

1.1 控制的目地、要求和手段 1

1.2 控制系统的发展及基本类型 3

1.3 控制系统的设计要求和研制过程 9

第二章 航空发动机控制元件 12

2.1 航空发动机控制元件概述 12

2.2 航空油泵 13

2.2.1 容积式油泵 13

2.2.1 动力式油泵 18

2.3 测量元件 20

2.3.1 转速测量元件 20

2.3.2 压力测量元件 22

2.3.3 温度测量元件 23

2.3.4 差动变压器位移传感器 24

2.4 液压放大器 25

2.4.1 滑阀式液压放大器 25

2.4.2 带刚性反馈的滑阀式液压放大器 28

2.4.3 带柔性反馈的滑阀式液压放大器 29

2.4.4 喷嘴挡板式液压放大器 30

2.4.5 电液伺服阀 30

第三章 航空发动机控制系统 32

3.1 控制系统概述 32

3.1.1 航空发动机简单数学模型 32

3.1.2 控制系统的调节计划 34

3.1.3 控制系统的分类 36

3.2 恒量供油调节器 37

3.3 闭环转速控制系统 41

3.4 过渡态控制 52

第四章 电子式发动机控制系统 56



2008047602

4.1	发动机电子控制技术的发展	56
4.2	发动机电子控制系统的组成与分类	57
4.3	全权限数字式电子控制系统 FADEC	58
第五章	典型发动机——涡喷七发动机控制系统介绍	62
5.1	调节计划	62
5.2	主燃油系统组成	63
5.3	主燃油系统的供油部件	64
5.4	主燃油系统的调节部件	67
5.5	主燃油控制系统的工作过程	75
	参考文献	78



2008052822

第一章 航空发动机控制概述

§ 1.1 控制的目、要求和手段

一、控制的目的

航空发动机的工作过程是极其复杂的气动热力过程，它的工作范围如图 1-1 所示的整个飞行包线。图中横坐标表示飞行马赫数，纵坐标表示飞行高度。在飞行包线内，随着航空发动机的环境条件和工作状态（如最大、巡航、加力、加速、减速等状态）的变化，它的气动热力过程将发生很大的变化。对这样一个复杂多变的工作过程入不加以控制，航空发动机系统是根本不能正常工作的。

航空发动机控制的目的是，使发动机在任何环境条件和任何工作状态下，都能稳定、可靠地运行，并且能充分发挥其性能效益。

二、控制的要求

为了达到上述控制目的，对航空发动机的控制系统提出如下的要求。

1. 安全可靠。在各种飞行状态下，如滑跑、起飞、爬高、平飞、加速飞行、减速飞行、下滑以及各种机动飞行，只要在飞行包线内，控制系统应保证飞机的推进系统工作正常且可靠，发动机不超转、不超温、不超功率、不喘振、不熄火。

2. 动态过渡性能好。当发动机由一种工作状态过渡到另一种工作状态时（例如发动机加速、减速、接通与切断加力等），要快速、可靠、稳定，即能快速操纵，过渡时间要短，且不喘振、不熄火。

3. 经济性好。要有精确的燃油量，保证良好的雾化条件和燃烧效果。保证发动机在最大非加力状态和作战状态下性能最优。即在非加力部分载荷巡航飞行时耗油率低，以提高经济性，增加航程和巡航时间；慢车状态时保证净推力最小。

三、控制的手段

航空发动机是飞机推进系统的重要组成部分，图 1-1 是飞机推进系统的示意图。图中可以看到，推进系统的进气道、发动机、喷管之间的工作密切相关、相互影响。因此，发动机的控制手段还包括对进气道和喷管的控制。

1. 进气道

早期的飞机由于飞行速度不高，进气道均采用亚音速进气道，对这种进气道一般不需要控制。飞行马赫数大于 1.5 的飞机必须采用超音速进气道。超音速进气道的性能受进口条件的影响很大，飞机飞行速度和飞行高度的变化、飞行姿态的变化以及武器发射等将导致进气道在任何条件下都能处于良好的工作状态，必须对其进行控制。

对超音速进气道的控制就是当进口条件变化时，调节进气道的通道几何面积，以调节通过进气道的空气流量，使其与通过发动机的空气流量相匹配，使进气道外阻力和总压损失减小。

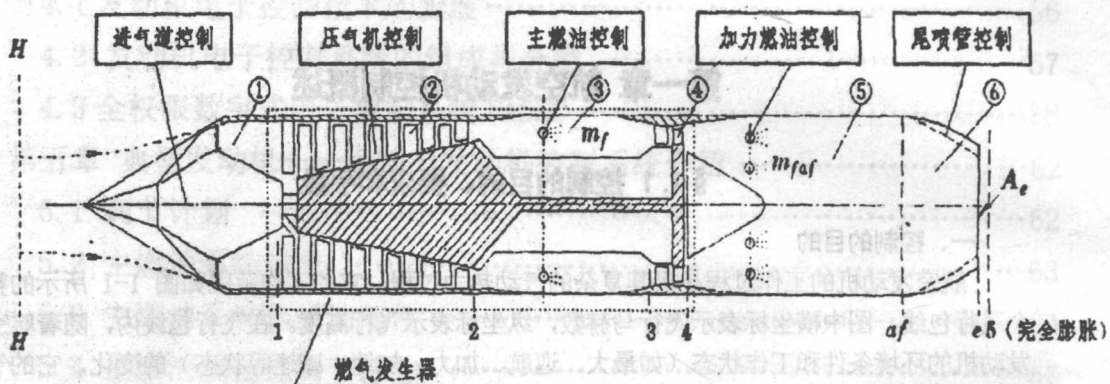


图 1-1 飞机推进系统的示意图

2. 发动机

随着飞行条件和发动机工作状态的变化，发动机特性将发生很大的变化，在一定的条件下发动机可能出现不稳定的工作情况，如压气机喘振、燃烧室熄火、加力燃烧室振荡等。为此，必须对发动机进行控制，以保证发动机工作稳定，并保证发动机在任何条件下性能最佳。

对发动机的控制就是利用选择的控制器（如燃油流量、尾喷口面积等）的控制作用，使发动机的某些参数（如发动机转速、压气机出口空气压力、涡轮进口燃气温度等）按需要的规律变化，从而保证发动机的性能。具体手段如下：

(1) 控制压气机的放气口面积或静止叶片安装角，使之具有良好的气动特性，防止喘振的发生。

(2) 控制进入主燃烧室的燃油流量，使发动机的转速、涡轮进口温度等按照需要的规律变化，且防止燃烧室熄火。

(3) 控制进入加力燃烧室的燃油流量，以得到所需的加力比要求。

(4) 控制尾喷口的面积，使之与相应的工作状态相适应。

3. 喷管

早期的航空推进系统采用简单的收敛喷管，喷管的出口面积根据发动机的工作状态（如慢车、巡航、最大及加力等）加以确定，当飞行条件变化时对喷口面积不再进行调节。后期发展的航空推进系统采用了收扩喷管（拉瓦尔喷管），以便进一步提高排气速度，使推进系统获得更大的推力。对于带有收扩喷管的发动机，随飞行条件的变化，喷管的喉部面积呼出口面积也须相应地变化，以保证发动机稳定工作，同时使推力损失最小。

传统的喷管仅产生反作用推力，现代飞机不仅要求产生正向推力，速要求产生矢量推力和反推力，也即根据飞机的不同飞行状态要求产生不同方向的推力，以便对飞机提供不同飞行姿态所需要的力和力矩，这对提高飞机的机动性和缩短起飞和降落距离有着十分重要的意义。由于矢量推力与飞机性能密切相关，因此矢量推力必须与飞机进行综合控制。

§ 1.2 控制系统的发展及基本类型

一、发动机控制系统的发展

随着航空推进系统技术的进步，发动机控制技术也在不断发展。发动机控制技术的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；由航空推进系统各部分单独控制发展到各部分综合控制。下面分别予以介绍。

1. 经典控制理论和现代控制理论在发动机控制中的应用

航空动力装置研制的初期，由于飞机的飞行速度不高，发动机的推力不大，所以在航空动力装置中采用亚音速进气道和收敛喷管，并且不须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，保持发动机的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转速控制方案。

随着发动机性能要求的提高和经典控制理论的完善，到 50 年代初，在发动机控制中即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，并能使发动机在一定使用范围内具有较好的性能，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，由一种工作状态过渡到另一工作状态的过渡时间尽可能的短等。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控制发动机的更多的参数，这就构成了多输入-多输出控制系统。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耦合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耦合影响，也就不可能保证系统的稳定性及动态性能。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系统设计中得到了应用。

70 年代初，美国即对 F100 发动机进行了多变量控制系统设计与研究。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流量。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）。

如果希望发动机在起飞和超音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，而在起飞和超音速飞行时，通过改变发动机的几何通道面积来改变内外函的流量比（即函道比），转为涡轮喷气发动机的工作状态，以产生最大的推力，这就是变循环

发动机。这种发动机被控参数往往在 20 个以上，相应的控制变量也大大增加，仅作为控制变量的几何通道可调参数就包括尾喷口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。

现代控制理论的应用使航空推进系统性能有了很大的提高，然而具体实现则必须利用数字式电子控制器。

2. 机械液压式控制器和数字式电子控制器

航空推进系统问世以来，一直采用机械液压式控制器。随着航空推进系统的不断发展，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大与提高，使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”。正因为如此，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，所以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推进系统单变量控制器具有一定的优越性，但是，正如上面所讲，现代航空推系统要求控制更多的参数（变量），利用机械液压式控制器实现多变量控制，结构将十分复杂；它无法实现多回路解耦控制；也无法实现现代控制理论中各种复杂的控制算法。

随着电子计算机科学技术及其应用研究的不断发展，用计算机作为控制器则完全可以实现航空推进系统多变量控制。因此，在 60 年代，即开始研究并实现以模拟式电子计算机作为控制器的发动机控制系统，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存在电子元件漂移较大、对环境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，在很很短的时间内即被放弃。

近 20 年来，许多国家大力从事于用数字式电子计算机作为航空推进系统控制器的研究，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，数字式电子计算机作为控制器时，可保证航空推进系统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、容错技术、控制器切换等易于实现，因而可保证航空推进系统工作的可靠性。

数字式电子计算机在航空推进系统状态监控与故障诊断技术的应用方面也显示了它的强大功能。它可以跟踪采集航空推进系统运行中的有关信息，将采集的信息进行处理后，分析出航空推进系统及其部件的性能退化情况；根据处理后的数据还可以对故障进行诊断，分析故障的起因、性质、部位及发展趋势，根据具体情况采取必要的维护措施。数字式电子状态监控与故障诊断系统对航空推进系统早期故障征兆的及时发现与及时处理可避免事故的发生，保证飞行安全，同时还可以“视情维修”，延长航空推进系统的大修寿命，有效地提高

其服役率，大大节省维修成本与维修时间，将给使用部门和维修部门带来巨大的经济效益。因此，数字式电子监控与诊断技术的采用是维修制度的重大改革。

通过以上介绍可知，从经典控制理论应用到现代控制理论应用的发展也就是从机械液压式控制系统到数字式电子控制系统的发展，因为机械液压式控制系统只能实现经典的反馈控制，而数字式电子控制系统才可以实现现代控制理论中的各种控制方法。

3. 航空推进系统各部分独立控制与综合控制

对于航空推进系统来讲，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及推力方向的变化也将影响到发动机性能。

对于飞机来讲，飞机的飞行速度、迎角、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，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音速巡航和大迎角过失速状态下亚音速机动飞行。在大迎角失速状态下亚音速飞行时，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，足以保证飞机飞行的机动性要求。矢量推力通过改变喷口气流方向而获得，这种喷管称为矢量推力喷管和矢量喷管。因此，对第四代作战飞机，其性能与矢量喷管的性能有着直接关系。

通过以上分析可以知道，推进系统的各部分之间、飞机与推进系统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直是各部分分别独立设计的，形成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推进系统（动力装置）控制分别设计，形成飞机控制系统、进气道控制系统、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；某一系统的工作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工作裕量加以放大；最重要的是各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，各部分独立控制，不仅不可能使航空推进系统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推进系统（航空推进系统）综合控制 IPCS（Integrated Propulsion Control System）；对于飞机与推进系统的综合控制称为飞行/推进系统综合控制 IFPC（Integrated Flight/Propulsion Control）。

在推进系统综合控制研究方面，美国于 1973~1976 年利用安装在 F111 飞机上的进气道和 TF30 发动机进行了研究，研究结果证明了采用数字式电子控制器实现推进系统综合控制所带来的效益，包括飞行范围的扩大、快速节流响应的提高以及推力的加大等。1978 年在 YF12C 飞机上采用推进系统综合控制提高了进气道稳定性，在保证推力的情况下降低了涡

轮的进口温度。

1983年美国NASA制定并执行了高度综合数字式电子控制(Highly Integrated Digital Electronic Control)研究计划,利用F15飞机极其发动机PW1128对飞行/推进系统综合控制进行了全面研究。其中的性能寻优控制模式PSC(Performance Seeking Control),通过飞行试验表明,关键飞行状态的推力显著提高:对性能退化的发动机推力可增加9%;对返修后的发动机推力可增加15%;在飞行马赫数为0.9、飞行高度为4572m平飞并保持推力恒定时,涡轮温度降低38℃,耗油率降低3%。根据估计,当发动机在高功率状态时,每当涡轮进口温度降低21℃时,涡轮的寿命将增加一倍。由此可见,采用PSC控制模式,对提高发动机推力、延长发动机的使用寿命是非常有效的。

飞行/推进系统控制的进一步发展是带矢量推力飞行/推进系统综合控制。新一代作战飞机性能指标之一就是具有高的敏捷性,它取决于矢量推力及其控制技术。由于矢量推力与飞机性能和发动机性能密切相关,因此,为达到高度敏捷性要求必须对飞机、进气道、发动机及矢量喷管进行综合控制,这是当前国内外正在大力开展的重要研究项目。

1986年美国与德国联合设计了X-31A验证机,由于采用了矢量推力技术和综合控制技术,使这种飞机具有很大的过失速飞行能力。矢量推力和反推力可以使飞机实现短距离-垂直起落,美国对F15STOL和F16XL飞机均采用了矢量推力、反推力及综合控制技术,使飞机起飞与着陆滑跑距离大大缩短。

90年代以来,美国对战斗机机体/推进系统一体化设计、先进的飞行控制技术和先进的推进系统控制技术进行了大量的研究,这些研究表明,采用这种设计方法和综合控制技术使战斗机的机动性、起飞/降落性能、飞行可靠性和飞行包线扩大等方面均有明显的效益。

二、国内航空发动机控制发展概况

我国在航空推进系统控制研究方面已有40年的历史。50年代中期即开始了机械液压式控制器的研制,之后,不断地改进、改型,并不断地研制了各种新型号的发动机控制器。几十年的发展,使我国对机械液压式控制器的研制经验不断丰富,技术水平不断提高,目前我国正在使用的某些型号的发动机,其控制器为国内制造。但是,对于高性能发动机的控制器,其中流量大而质量轻的燃油泵,精度高的燃油计量装置以及实现复杂控制规律的关键部件的设计技术今后尚须开展进一步研究。

国内对于航空发动机数字式电子控制的研究开始于70年代。1977年某航空高等学校首先开展了该项研究工作,并在发动机试验台上对印了20发动机进行了数字控制试验,取得了成功,这是国内对航空发动机数字控制的初期研究。80年代中期,该校又对JT15D涡轮风扇

90年代初,我国成立了发动机数字控制研究所,专门从事发动机数字电子控制系统研究,近年来的研究工作有了较大的发展,技术水平不断提高,为我国进一步开展该项研究创造了条件,奠定了基础。

三、发动机控制系统的基本类型

发动机控制系统按其采用控制元件的类型是机械液压式还是数字式,分为机械液压式控制系统和数字式电子控制系统。现对这两种控制系统的基本组成与工作原理作一简要介绍。

1. 机械液压式控制系统

简单的航空发动机机械液压式控制方式的基本原理图如图1-2所示。该控制系统包括发动机

转速控制系统、加力控制系统和尾喷口操纵系统。图中 PLA 表示发动机油门操纵杆，一定的 PLA 位置对应发动机一定的转速，也即对应发动机一定的工作状态。在 PLA 一定时，飞行条件通过调节燃油流量 m_f 来保持发动机转速不变。

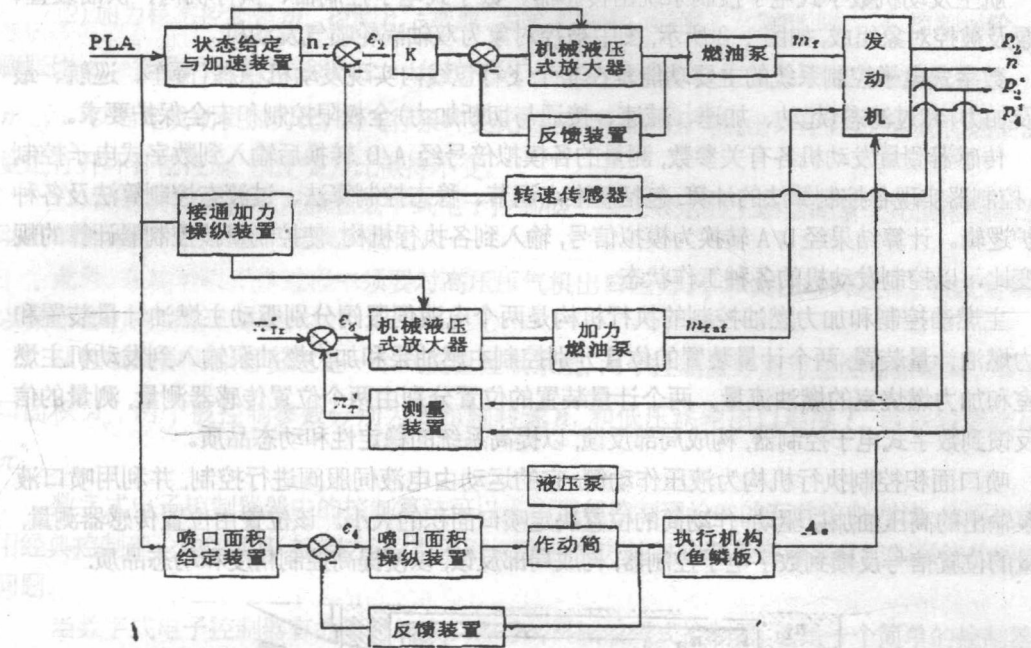


图 1-2 航空发动机机械液压式控制系统的基本原理图

当改变 PLA 时，通过状态给定装置产生转速参考输入 n_r 。它与机械离心转速传感器测量的发动机实际转速 n 比较后产生误差信号 e_2 ，该误差信号经机械液压式放大器放大后改变燃油泵的燃油流量，以控制发动机的转速 n ，并将 n 调整到转速参考输入 n_r 值上。内回路的负反馈作用是改善系统的稳定性和动态品质。

当迅速推动油门操纵杆 PLA 使发动机加速时，加速控制装置给定加速控制规律，使燃油流量按给定的规律变化，使发动机按 m_f 的变化规律进行加速。

当发动机加力时，油门操纵杆推至加力位置。压力比测量装置感受压气机出口压力 p_2^* 和涡轮出口压力 p_4^* ，压力比测量装置输出反映涡轮实际膨胀比 π^* 的信号，该信号与保证发动机为最大转速的给定涡轮膨胀比比较后产生误差信号 e_3 ，该信号经机械液压放大器放大后，控制回力燃油泵的加力供油量 m_{fat} ，使发动机处于加力工作状态。

一定的 PLA 位置对应一定的喷口面积，当需要改变喷口面积时，首先改变 PLA 位置，通过喷口面积给定装置给出一个与给定面积相应的信号，该信号与反映实际喷口面积的反馈信号比较后产生误差信号 e_4 ，该误差信号使喷口面积操纵装置工作，喷口面积操作装置利用液压泵输出的高压油推动作动筒，作动筒带动执行机构，改变喷口鱼鳞板位置，从而改变喷口面积，使其与给定面积相等。

由以上分析可知, 发动机转速控制系统和加力控制系统为闭环控制系统, 尾喷口控制系统为一开环操作系统。

2. 数字式电子控制系统

航空发动机数字式电子控制系统由传感器、数字式电子控制器、执行机构、供油装置、油泵及被控对象组成, 如图 1-3 所示, 图中被控对象为双轴涡轮喷气发动机。

数字式电子控制系统的主要功能是在整个飞行包线内实现发动机稳态(慢车、巡航、最大及加力)和过渡态(起动、加速、减速、接通与切断加力)全权限控制和安全保护要求。

传感器测量发动机各有关参数, 测量的各模拟信号经 A/D 转换后输入到数字式电子控制器, 控制器实现各控制算法的计算, 包括基准点调节、稳态控制算法、过渡态控制算法及各种保护逻辑。计算结果经 D/A 转换为模拟信号, 输入到各执行机构, 使控制量按控制器计算的规律变比, 以控制发动机的各种工作状态。

主燃油控制和加力燃油控制的执行机构是两个电液伺服阀分别驱动主燃油计量装置和加力燃油计量装置, 两个计量装置的位置分别控制主燃油泵和加力燃油泵输入到发动机主燃烧室和加力燃烧室的燃油流量。两个计量装置的位置分别由两个位置传感器测量, 测量的信号反馈到数字式电子控制器, 构成局部反馈, 以提高系统的稳定性和动态品质。

喷口面积控制执行机构为液压作动筒, 它的运动由电液伺服阀进行控制, 并利用喷口液压力泵输出的高压油加以驱动, 作动筒的位置决定喷口面积的大小。该位置由位置传感器测量, 测量的位置信号反馈到数字电子控制器, 构成局部反馈, 以便提高控制精度和动态品质。

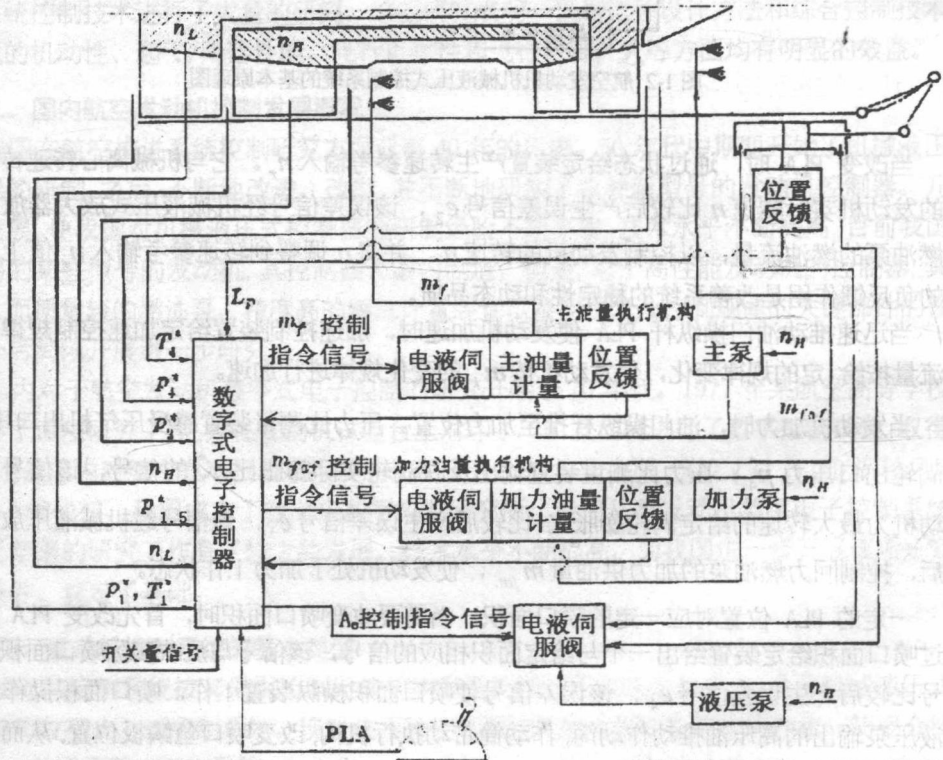


图 1-3 航空发动机数字式控制系统的基本原理图

图 1—3 所示的系统是一个比较简单的数字式电子控制系统,它所实现的控制规律为:

(1) 非加力稳态控制是主燃油流量 m_f , 控制发动机低压轴转速 $n_L = \text{常数}$; 喷口面积 A_e 控制低压涡轮出口温度 $T_4^* = \text{常数}$ 。

(2) 加力稳态控制是 m_f , 控制 $n_L = \text{常数}$; 当发动机进口温度 $T_1^* < 288\text{K}$ 时, A_e 控制涡轮膨胀比 $\pi_T^* = \text{常数}$, 当 $T_1^* \geq 288\text{K}$ 时, A_e 控制 $T_4^* = \text{常数}$, 由操纵杆位置确定加力燃油流量 m_{faf} , 以确定发动机加力比, 当飞行条件变化时, 根据高压压气机出口压力 P_2^* 对加力燃油流量进行开环补偿控制, 以使加力比保持不变。

(3) 加速与减速控制是按照数字式电子控制器中预先设定的主燃油流量变化规律控制发动机低压转速, 使其按一定规律变化。

此外, 在发动机工作过程中须要对高压压气机出口压力 P_2^* 和高压轴转速 n_H 加以限制, 以保证发动机安全工作。

从控制规律可以看出这是一个双变量控制系统, 两个控制量分别为主燃油流量 m_f 和喷口面积 A_e , 两个被控制参数分别为低压轴转速 n_L 和低压涡轮出口温度 T_4^* 或涡轮膨胀比 π_T^* 。

数字式电子控制器中的控制算法可以采用现代控制理论中的有关控制方法, 也可以采用经典控制理论中的 PID 控制方法, 当采用 PID 控制方法时须要考虑双变量控制系统的解耦问题。

当数字式电子控制器有故障时切换到备份的机械液压式控制器, 这是一个简单的控制器, 仅保证发动机能运行并返航。

以上仅介绍了简单的双轴涡轮喷气发动机数字式电子控制系统, 对多变量涡轮风扇发动机数字式电子控制系统, 由于控制变量的增加和控制规律的复杂, 控制系统将变得复杂。在推进系统综合控制和飞行/推进系统综合控制中, 数字式电子控制系统将更为复杂。

§ 1.3 控制系统的设计要求和研制过程

一、控制系统的设计要求

航空推进控制系统设计必须满足三个方面的要求, 即性能要求、可靠性要求和可维护性要求。

1. 性能要求
在第一节中已介绍了航空推进系统对控制性能的要求, 从控制系统分析与设计角度考虑, 这些要求即为系统的稳定性、动态性能和稳态性能要求。

(1) 稳定性

与一般控制系统比较, 对于航空动力推进系统的稳定性问题更为突出。航空推进系统的工作状态变化范围宽, 环境条件变化大, 因此它的特性变化很大, 在某些情况下, 如高空低速飞行时, 它的特性变得很差。当机动飞行、武器发射时, 航空推进系统又处于极为不利的条件下工作, 这些情况对控制系统设计带来了苛刻的要求。控制系统设计必须保证系统在任何环境条件下以及在受到任何形式的干扰作用时都具有良好的稳定性。

(2) 动态性能

控制系统设计应保证系统具有良好的动态品质,即响应要快、超调小、振荡少;由一种工作状态到另一种工作状态的过渡控制,过渡时间要短,并且平稳与可靠;多变量控制系统应满足解耦要求航空推进控制系统的动态性能取决于所采用的控制方法,例如发动机的加速,如果采用沿着接近于喘振边界线进行加速的方法,则发动机的加速时间最短,这意味着发动机可在最短的时间内获得最大的推力,然而加速过程又受到发动机工作必须绝对安全可靠的限制,因此控制系统设计时不得不在高的动态性能指标与发动机安全工作要求之间进行折衷。

(3) 稳态性能

控制系统稳态性能要求即控制精度要求,控制系统设计时应保证系统有足够高的控制精度,以便保证航空推进系统稳态性能的充分发挥和工作安全可靠,例如在发动机其他参数不变时,发动机转速降低 1%,则推力将减小 3%,对于最大推力为 49kN 的发动机,相当于减小了 1.47kN 的推力,这对发动机性能是一个很大的损失。航空发动机的稳态性能取决于所选择的控制方法、控制参数和对这些参数控制的精度。

2. 可靠性要求

航空发动机运行时,由于工作状态和环境条件的不断变比,实际存在的各种随机干扰因素的影响以及元件、部件的老化等问题使系统出现各种各样的故障,这些故障将影响到系统的性能,甚至影响到系统的正常工作。对于机械液压式控制系统,由于其工作频带低,当即将出现故障时,多数情况下,驾驶员能及时发现并能及时处理。然而对数字式电子控制系统,由于工作频带宽,运行速度快,在故障情况下驾驶员来不及反应,更不可能及时处理,因此,就提出了数字式电子控制系统的可靠性问题。随着航空推进系统性能要求的不断提高,数字式电子控制系统愈来愈复杂,出现故障的概率也就增加,因而控制系统的可靠性要求也愈来愈高。

可靠性是指系统及组成系统的元件和部件的功能在规定的时间内工作的稳定程度,也就是在规定的时间内,系统、元件、部件是否处于良好的工作状态。任何一个系统如果不具有可靠性或可靠性很差都是不能使用的,可靠性设计是控制系统设计的极为重要部分。对于数字式电子控制系统还须要考虑传感器损坏、信号传输线路断路、执行机构损坏、传感器因较强的外界干扰而引起的信号波动等硬件故障和传感器漂移、随机噪声引起的信号变化等软故障,因此系统设计时必须采取故障检测与隔离措施,并采用容错控制及余度控制技术,以保证系统的正常工作。

在航空航天领域内,控制系统的可靠性尤其重要,有时极其微小的故障也会带来灾难性的后果。英国“挑战者号”航天飞机空中爆炸、欧洲“阿利亚娜”火箭发射失败、世界各国飞机飞行事故都说明了系统可靠性的重要,只有成功地解决了可靠性问题,才能避免事故的发生。

3. 可维护性要求

可维护性是航空推进控制系统设计的重要要求之一,发动机状态监控与故障诊断即是对维护性的重大发展。控制系统设计时必须把系统的可维护性放在重要位置考虑,在外场使用时必须便于检查,而在返修时必须便于分解、便于对有故障零部件和老化零部件的更换、便于重新安装与调试。不具有可维护性的系统实际上是降低了它的使用寿命,在经济上是一种损失。

二、控制系统的研制过程

为了提高航空推进系统的性能必须采用更为先进的控制方法,然而先进的控制方法的实际应用绝非一项轻而易举的工作。

控制系统的研制过程一般包括如下阶段:方案拟定、航空推进系统数学模型研究、控制软件研究、硬件设计、控制系统仿真试验、台架试验、高空台试验、飞行试验等各个阶段。在可靠性要求的实现方面必须经过可靠性设计、元部件可靠性试验及系统可靠性试验等。

其中每一阶段都须要进行大量的工作。总之,先进的航空发动机控制系统设计是一项庞大的系统工程,涉及许多研究机构、从事各方面工作的研究人员以及他们协调一致的工作,从开始研制到投入使用往往需要几年、乃至十几年的时间。

一、涡轮泵

涡轮泵是航空发动机的一个重要组成部分,它的作用是将燃料和氧化剂加压后送入燃烧室。涡轮泵的结构复杂,工作条件恶劣,是发动机中的关键部件之一。涡轮泵的主要部件包括涡轮、泵壳、泵轴、泵叶轮等。涡轮泵的工作原理是利用发动机的燃气驱动涡轮,涡轮带动泵轴,泵轴带动泵叶轮,泵叶轮将燃料和氧化剂加压后送入燃烧室。

航空上常用的涡轮泵有离心式涡轮泵和轴流式涡轮泵两种。离心式涡轮泵结构简单,工作可靠,但效率较低;轴流式涡轮泵效率高,但结构复杂,制造难度大。

涡轮泵的设计和制造要求很高,需要采用先进的材料和工艺。涡轮泵的材料要求具有高强度、耐高温、耐腐蚀等性能。涡轮泵的制造工艺要求精度高,加工难度大。

涡轮泵的性能对发动机的性能影响很大。涡轮泵的效率越高,发动机的推力越大;涡轮泵的可靠性越高,发动机的使用寿命越长。

涡轮泵的研究和开发是一个长期的过程,需要大量的资金投入和人才支持。随着航空技术的不断发展,涡轮泵的研究和开发也将继续深入进行。

涡轮泵的研究和开发是航空发动机研究的重要组成部分,也是提高航空发动机性能的关键。我们将继续加大投入,努力攻克涡轮泵研究中的关键技术,为我国航空事业的发展做出更大的贡献。

涡轮泵的研究和开发是一个多学科交叉的领域,需要力学、材料学、流体力学、热力学等多学科知识的综合运用。我们将加强与各学科的交流合作,共同推动涡轮泵研究的发展。

涡轮泵的研究和开发是一个系统工程,需要各个环节的密切配合和协同作战。我们将建立健全研发体系,优化研发流程,提高研发效率,确保涡轮泵研究工作的顺利开展。

涡轮泵的研究和开发是一个充满挑战的过程,但我们坚信,只要我们坚持自主创新,勇于攀登科技高峰,就一定能够攻克涡轮泵研究中的关键技术,为我国航空事业的发展做出更大的贡献。

涡轮泵的研究和开发是一个长期的过程,我们将持之以恒,努力攻关,为我国航空事业的发展做出更大的贡献。我们将继续加大投入,努力攻克涡轮泵研究中的关键技术,为我国航空事业的发展做出更大的贡献。

涡轮泵的研究和开发是一个系统工程,需要各个环节的密切配合和协同作战。我们将建立健全研发体系,优化研发流程,提高研发效率,确保涡轮泵研究工作的顺利开展。

第二章 航空发动机控制元件

§ 2.1 航空发动机控制元件概述

机械液压式发动机控制系统是由各种机械液压元件组成的,如图 1-2 中的几个液压控制回路。

事实上,数字式发动机控制系统仍然需要燃油泵、计量活门、执行控制任务的作动器等液压元件,图 1-3 就可以说明这样的问题。为防止电子控制系统的失效,有些机型上还装备简单的液压机械式备份控制系统。在这些地方,液压机械装置仍然需要保留,并且是不可缺少的。

所以有必要首先了解和学习发动机控制系统中的有关液压元件。图 2-1 给出了一个典型的液压控制回路的结构框图。

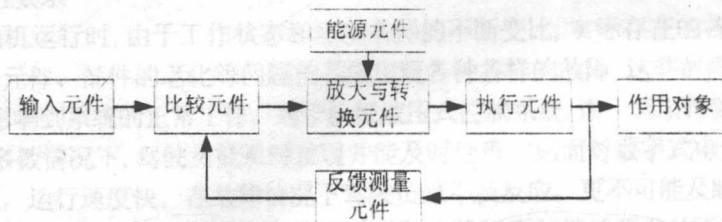


图 2-1 一个典型的液压控制回路的结构框图

下面对图中的各组成元件作简单介绍。

1. 输入元件,作为信号给定装置,在机械液压控制系统中,给定信号的形式一般是位移或力的大小。

2. 比较元件,作为减法器,求取给定信号和反馈信号的差值,提供给放大和控制装置。有时,输入元件和比较元件由同一个装置来实现。

3. 放大与转换元件,又被称作控制元件,作为信号放大、信号转换、液压功率放大。比较元件提供的差值信号一般较弱,需要进一步放大,如果差值信号是电信号,则在进行液压功率放大前要进行信号转换。常见的液压放大元件有滑阀、喷嘴挡板阀、电液伺服阀,其中电液伺服阀还具有电液转换功能。

4. 能源元件,提供具有一定流量和压力的液压能源。它们是由油泵实现的,将原动机(如电机)的机械能转化成液压能。常见的油泵有柱塞泵、齿轮泵、旋板泵、离心泵等。

5. 执行元件,用于将放大装置的液压控制量(流量或压力)转变成机械量(如位移、速度、力等),常见的液压执行元件有液压缸、液压马达。

6. 测量元件,用于检测有关参量,作为信号给定和反馈控制的基准。在发动机控制系统中,常见的测量元件有转速传感器、压力传感器、压比传感器、温度传感器、位移传感器等。在机械液压式控制系统中,测量元件的输出信号一般是机械量,如位移或力的大小。

本章将简单介绍在航空发动机控制系统中经常使用的有关控制元件,它们是航空油

泵、测量元件、控制与执行元件。

§ 2.2 航空油泵

泵按其工作原理可分为容积式泵和动力式泵两大类，前者在发动机控制系统中常见的有柱塞泵、齿轮泵和叶片泵，后者常见的有离心泵和汽心泵等。这些泵中有的排量可以改变，称为变量泵，有的排量不能改变，称为定量泵。

2.2.1 容积式油泵

容积式油泵是航空发动机控制系统中最主要的元件之一，它的作用是将机械能转换成液压能。按其用途泵可分为燃油泵、滑油泵和液压泵等，其中燃油泵在发动机控制系统中具有特别重要的地位。

泵的主要性能参数有额定压力、额定转速、额定流量、理论排量（泵每转一弧度或每转一圈所排出的理论液体体积）等。

一、齿轮泵

齿轮泵是结构最简单的一种容积式泵，由于体积小，重量轻，寿命较长，对工作介质的清洁度要求不高及工作可靠等优点，在航空发动机控制系统中广泛用作主燃油泵、加力燃油泵、滑油泵等。

航空上常用的齿轮泵主要由两个相同的外啮合齿轮、壳体、端盖和传动轴等组成，齿轮采用直齿，渐开线齿形。它的基本结构如图 2-2 所示。

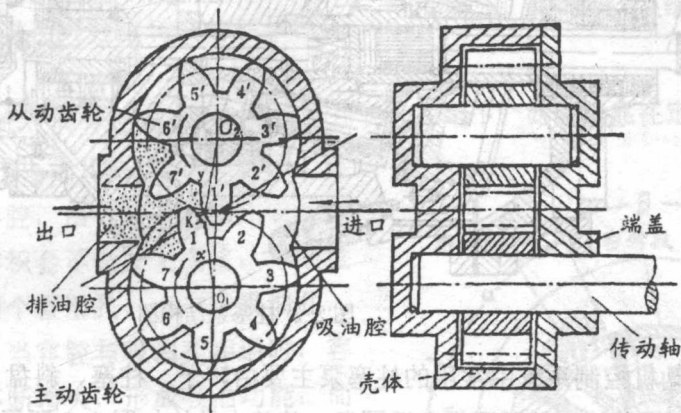


图 2-2 齿轮泵基本结构图

发动机通过传动轴带动主动轮旋转，在泵的进口端，由主动轮的 1、2、3 齿和从动轮的 1'、2'、3' 齿及壳体构成了一个容腔，称为吸油腔。当泵按图中所示方向旋转时，轮齿 3 和 3' 与吸油腔接触的表面所扫过的容积使吸油腔容积增大，同时，两个原先啮合的轮齿 2 和 1' 逐渐脱离，也使得齿谷形成的空间不断增大，油液在进口压力（如大气压）

的作用下被吸入泵内，又通过旋转齿轮的齿谷带到出口端。而在出口端，情况正好相反，与吸油腔相似的排油腔的容积随着齿轮的旋转逐渐减小，油液被挤出泵体。在两个齿轮的连续旋转过程中，油液被源源不断地吸入和排出。

从齿轮泵的工作过程中可以看出，容积式泵的工作原理的实质是容腔容积的变化，容腔变大时油液被吸入，容腔变小时油液被排出。

二、柱塞泵

柱塞泵也是发动机控制系统中应用很广泛的一种容积式泵，工作性能良好，特别适合在高压下工作，供油量脉动幅度大约只有齿轮泵的十分之一，其最明显的优势是能够方便地从零至最大值之间改变排量来实现流量调节，这一特点使其成为众多发动机的主燃油泵和加力燃油泵。但是柱塞泵抗污染能力和吸入性能差(常常需要用增压泵)，制造工艺复杂，成本较高，在同等排量下的重量和体积大约是齿轮泵的两倍以上。

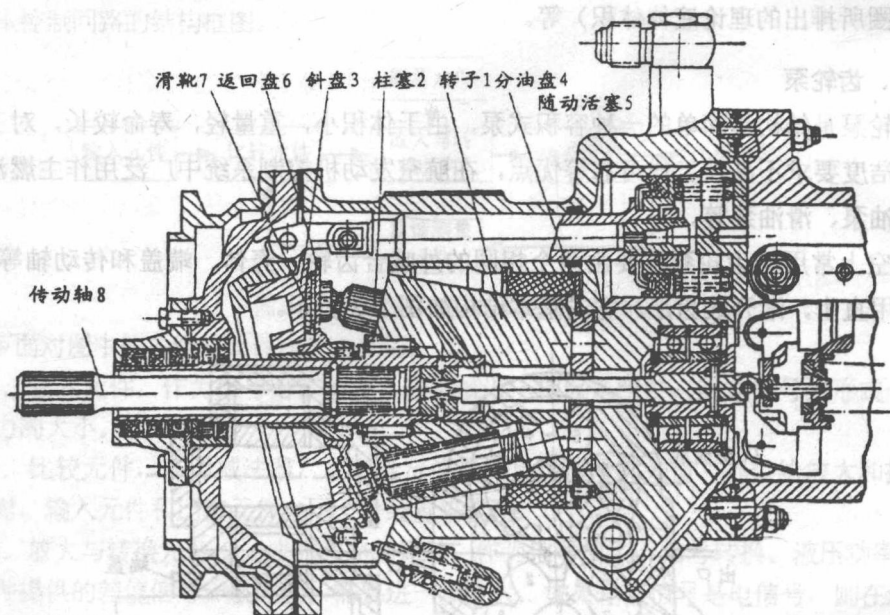


图 2-3 柱塞泵结构图

航空发动机控制系统中常用的柱塞泵主要由转子、柱塞、斜盘、分油盘及调节柱塞组成，采用滑靴柱塞的泵还带有返回盘。其基本结构如图 2-3 所示。

转子上均匀分布着若干个柱塞孔，内装柱塞，构成若干个柱塞腔，由于精密的配合，柱塞在柱塞孔内既活动自如又具有密封性。在柱塞腔内弹簧的作用下，柱塞始终顶着斜盘，正常工况下斜盘是倾斜的，当转子旋转时，柱塞便在柱塞孔内作往复运动，使柱塞腔的容积不断发生变化。在转子的另一端装有固定的分油盘，分油盘上开有两个对称的腰形孔，一个是吸油孔，一个是排油孔。柱塞随转子每转一圈，有半圈是使得柱塞腔体