

# 现代航空动力装置控制

(修订版)

主编 孙健国

副主编 黄金泉 叶志锋 张天宏

航空工业出版社

北京

# 前 言

《现代航空动力装置控制》自 2001 年出版以来已在飞行器动力工程本科专业中使用了 8 年。8 年来,使用本教材的“发动机控制系统”和“发动机控制元件”课程教学内容不断更新,学时数不断减少。为了满足新的教学需求,对第 1 版教材进行了较大修订。另外,21 世纪以来,发动机控制技术在现代先进发动机的需求牵引及计算机高速发展的技术推动下又取得了长足的进步,尤其是国内航空发动机数控技术取得了突破性进展,积累了设计经验,修订版反映了这方面的技术进步。我们希望《现代航空动力装置控制》(修订版)既能满足新的教学需求,又能反映发动机数控技术的进步。

航空发动机控制从总体上看已实现了由液压机械式控制向数字式电子控制的转变。反映这一技术转变的“发动机控制系统”和“发动机控制元件”是综合性很强的课程,涉及机、电、液、自动控制、计算机及航空发动机原理等专业内容。编著者在撰写中既注意到科学性与必要的系统性和完整性,同时努力做到由浅入深,讲清基本概念、基本理论、基本知识和分析问题的基本方法,力求反映本学科国内外的先进水平。

本书的名词术语、符号和计量单位均按国标、国军标、航标和科技名词术语规范统一,无标准的按专业约定。

本书主要用作飞行器动力工程专业本科生教材,也可作为本专业及相关专业研究生,以及从事航空动力装置控制研究及设计的工程技术人员的参考书。

本书由南京航空航天大学孙健国、黄金泉、叶志锋、张天宏编写,其中孙健国编写第 1、2、13、14 章,黄金泉编写第 8、9、10 章,叶志锋编写第 3、4、5 章,张天宏编写第 6、7、11、12 章,并由孙健国主编。

由于编著者水平有限,错误或不妥之处在所难免,恳请广大读者不吝指正。

# 目 录

符号表.....	( 1 )
<b>第 1 章 绪论</b> .....	( 1 )
1.1 现代航空动力装置控制系统的功能 .....	( 1 )
1.2 航空动力装置控制系统的发展 .....	( 1 )
1.3 航空动力装置控制系统的设计要求 .....	( 10 )
1.4 航空动力装置控制系统的发展展望 .....	( 11 )
复习思考题.....	( 13 )
<b>第 2 章 燃油泵</b> .....	( 15 )
2.1 柱塞泵 .....	( 15 )
2.2 齿轮泵 .....	( 29 )
2.3 离心泵与气心泵 .....	( 43 )
复习思考题.....	( 57 )
<b>第 3 章 测量元件</b> .....	( 58 )
3.1 测量元件概述 .....	( 58 )
3.2 压力测量元件 .....	( 63 )
3.3 温度测量元件 .....	( 65 )
3.4 转速测量元件 .....	( 67 )
3.5 位移测量元件 .....	( 68 )
3.6 扭矩测量元件 .....	( 71 )
3.7 其他测量元件 .....	( 73 )
复习思考题.....	( 76 )
<b>第 4 章 放大元件</b> .....	( 77 )
4.1 滑阀式液压放大器 .....	( 77 )
4.2 带刚性反馈的滑阀式液压放大器 .....	( 80 )
4.3 带柔性反馈的滑阀式液压放大器 .....	( 82 )
4.4 喷嘴挡板式放大器 .....	( 84 )
4.5 电液伺服阀 .....	( 86 )
4.6 高速开关电磁阀 .....	( 89 )
复习思考题.....	( 92 )

<b>第 5 章 执行机构控制装置</b> .....	( 93 )
5.1 油缸 .....	( 93 )
5.2 燃油流量控制装置 .....	( 94 )
5.3 计量阀位置伺服系统的数学模型 .....	( 95 )
5.4 矢量喷管控制装置 .....	( 97 )
5.5 风扇可调叶片控制装置 .....	( 98 )
复习思考题.....	( 99 )
<b>第 6 章 电子控制器</b> .....	(100)
6.1 电子控制器概述 .....	(100)
6.2 输入模块 .....	(100)
6.3 控制模块 .....	(108)
6.4 输出模块 .....	(110)
6.5 故障检测模块 .....	(112)
6.6 切换及保护模块 .....	(113)
6.7 电源模块 .....	(114)
6.8 数字式电子控制器的软件设计概述 .....	(117)
复习思考题.....	(119)
<b>第 7 章 航空发动机控制计划概述</b> .....	(120)
7.1 控制系统的任务及控制系统的种类 .....	(120)
7.2 发动机的共同工作与状态控制计划 .....	(122)
7.3 发动机的过渡过程与过渡态控制计划 .....	(130)
7.4 压气机稳定性控制计划 .....	(134)
7.5 控制系统的安全限制 .....	(137)
复习思考题.....	(139)
<b>第 8 章 航空发动机数学模型</b> .....	(140)
8.1 概述 .....	(140)
8.2 基本发动机的动态方程 .....	(142)
8.3 线性模型的建立 .....	(151)
8.4 非线性模型的建立 .....	(155)
8.5 状态方程模型的建立 .....	(162)
8.6 建立发动机模型的实验法 .....	(164)
复习思考题.....	(173)
<b>第 9 章 航空发动机状态控制系统</b> .....	(176)
9.1 转速控制系统概述 .....	(176)



9.2	数字式闭环转速控制系统 .....	(179)
9.3	液压机械式闭环转速控制系统 .....	(184)
9.4	复合转速控制系统 .....	(192)
9.5	油量调节器 .....	(194)
9.6	加力控制系统概述 .....	(197)
9.7	落压比调节器与气压调节器 .....	(200)
9.8	加力系统数字式电子控制 .....	(204)
	复习思考题 .....	(205)
<b>第 10 章</b>	<b>航空发动机过渡态控制系统 .....</b>	<b>(208)</b>
10.1	加减速控制概述 .....	(208)
10.2	液压机械式加速控制器 .....	(210)
10.3	数字式电子加速控制器 .....	(219)
10.4	起动控制 .....	(221)
10.5	加力过渡态控制 .....	(223)
	复习思考题 .....	(224)
<b>第 11 章</b>	<b>液压机械式控制系统实例 .....</b>	<b>(225)</b>
11.1	涡喷 7 发动机控制系统 .....	(225)
11.2	JT9D-7J 发动机控制系统 .....	(238)
	复习思考题 .....	(248)
<b>第 12 章</b>	<b>FADEC 系统及实例 .....</b>	<b>(249)</b>
12.1	FADEC 技术概述 .....	(249)
12.2	FADEC 系统的组成及工作原理 .....	(256)
12.3	FADEC 系统的设计 .....	(258)
12.4	微型涡喷发动机的 FADEC 系统 .....	(265)
12.5	双轴涡喷发动机 WPA 的 FADEC 系统 .....	(270)
12.6	涡扇发动机 F100 的 FADEC 系统 .....	(272)
12.7	涡轴发动机 T700 的 FADEC 系统 .....	(275)
	复习思考题 .....	(277)
<b>第 13 章</b>	<b>进气道控制 .....</b>	<b>(278)</b>
13.1	概述 .....	(278)
13.2	亚声速进气道 .....	(278)
13.3	超声速进气道 .....	(279)
13.4	超声速进气道控制 .....	(282)
13.5	超声速进气道控制实例 .....	(284)
	复习思考题 .....	(286)

---

<b>第 14 章 飞行/动力装置综合控制</b> .....	(287)
14.1 概述.....	(287)
14.2 飞行/动力装置综合控制概念 .....	(288)
14.3 几种典型的飞行/动力装置综合控制模式 .....	(292)
14.4 PSC 优化控制系统仿真 .....	(296)
14.5 推力矢量综合控制.....	(300)
复习思考题.....	(303)
<b>参考文献</b> .....	(304)

# 第 1 章 绪 论

航空动力装置由飞行器上的发动机、进气和排气装置等组成,有的航空动力装置还包括螺旋桨,其中进气装置常称进气道,排气装置常称喷管。动力装置是飞行器的动力源,用于产生飞行器飞行所需要的推力或力矩,常被比喻为飞行器的心脏,而动力装置控制“统管”动力装置的运行,常被比喻为动力装置的神经系统。本书阐述现代航空动力装置控制问题,重点是控制系统和控制元件的设计和应用。

## 1.1 现代航空动力装置控制系统的功能

飞机作为最典型的飞行器,其飞行条件和工作状况在不断地变化,如起飞、爬升、巡航、机动飞行、下降及滑跑等。因此,它需要的推力也是不断变化的,这就要求动力装置要相应地改变推力以满足飞机飞行的需要。动力装置通过控制系统控制发动机的工作状态来改变推力或功率。

目前常采用的液压机械式控制器的主要功能为:起动、加速、减速的过渡态控制;调节发动机转速,以保持发动机具有一定推力的稳态控制;超转、超温、超压限制及防喘保护;加力的接通及断开等。该控制器使用如弹簧、凸轮、杠杆、膜盒以及各种阀门等元件来实现上述控制功能,这些液压机械式的元件所能完成的控制功能显然是十分有限的。

早期发动机的控制系统比较简单,例如,J47 涡喷发动机只有燃油流量一个控制变量。对这种简单的控制系统,液压机械式控制器完全能够胜任,而且工作可靠,在航空动力装置的发展历程中曾经发挥过十分重要的作用。

但是,随着飞机和发动机性能的提高,对发动机控制系统提出了越来越高的要求,控制变量也日益增加,例如,F100 加力涡扇发动机有 7 个控制变量,而装有 PW1128 发动机的 F-16XL 飞机的飞行/动力装置综合控制系统有多达 24 个控制变量,其中 17 个控制变量属于动力装置。液压机械式控制器已不能适应现代动力装置对控制系统的要求。另一方面,计算机技术的迅猛发展,推动航空动力装置采用数字式电子技术,由于计算机有强大的计算能力及逻辑处理功能,采用数字式电子的动力装置控制功能大大增加了。

除了具有液压机械式的控制功能外,动力装置数字式电子控制增加的功能主要有:实现动力装置多变量控制、实现先进的控制模式、自动推力设定、自动温度限制、发动机状态监视、控制系统的容错,以及与飞机其他电子系统进行通信,从而为实现综合控制,如飞行/动力装置综合控制以及火力/飞行/动力装置综合控制奠定了基础。正是由于其巨大的优越性,目前航空动力装置控制已实现了由液压机械式控制向数字式电子控制的转变。

## 1.2 航空动力装置控制系统的发展

随着航空动力装置性能的不断提高,对控制系统也提出了越来越高的要求。几十年来,



航空动力装置控制系统发生了深刻的变化,今后仍将会有很大的发展,主要可归纳为以下几个方面:由液压机械式控制向数字式电子控制发展、由单变量控制系统向多变量控制系统发展、由各系统独立控制向综合控制发展、由非容错控制向容错控制发展、由集中式控制向分布式控制发展等,下面分别予以介绍。

### 1.2.1 由液压机械式控制向数字式电子控制发展

在 20 世纪后期,航空动力装置控制系统最具有革命性的变化无疑是由液压机械式控制向数字式电子控制的发展。如前所述,液压机械式控制已不能适应现代航空动力装置的发展,航空动力装置控制向数字式电子控制的发展已是必然趋势,但它是经历了一个发展过程的。早在 20 世纪 40~50 年代,发动机就曾用过电子调节器来控制,当时的电子调节器是模拟式的,使用电子管等大型元件,可靠性很差,很快就被当时迅速发展的液压机械式控制器所代替。以后,由于半导体的出现,使电子控制器的重量<sup>①</sup>、体积大大减少。加之数字逻辑控制方案可增加控制的灵活性,可使数控系统具有决策及逻辑判断能力。伴随着数字计算机技术的发展,数字式电子控制器在航空动力装置上逐步得到实际应用。但在很长一段时期中,航空动力装置的控制仍主要是液压机械式的而不是电子式的。另外,即使采用数字式电子控制,也只用它执行监控职能(supervisory authority),而不是全权限(full authority)。

目前,西方的 CFM56-3 涡扇发动机及俄罗斯的 ALI31Φ 加力涡扇发动机的原型机等航空动力装置,仍然采用液压机械式控制器,其内部结构已极为复杂,采用三维凸轮等空间机构来实现较复杂的发动机控制规律及较复杂的“计算”功能。但由于其结构极为复杂,研制费用很高,而且液压机械式控制器很难满足更为复杂的多变量控制的各种要求,因而数字式电子控制便逐渐取代液压机械式控制。图 1-1 表示动力装置控制系统从液压机械式向数字式电子控制的发展变化情况。

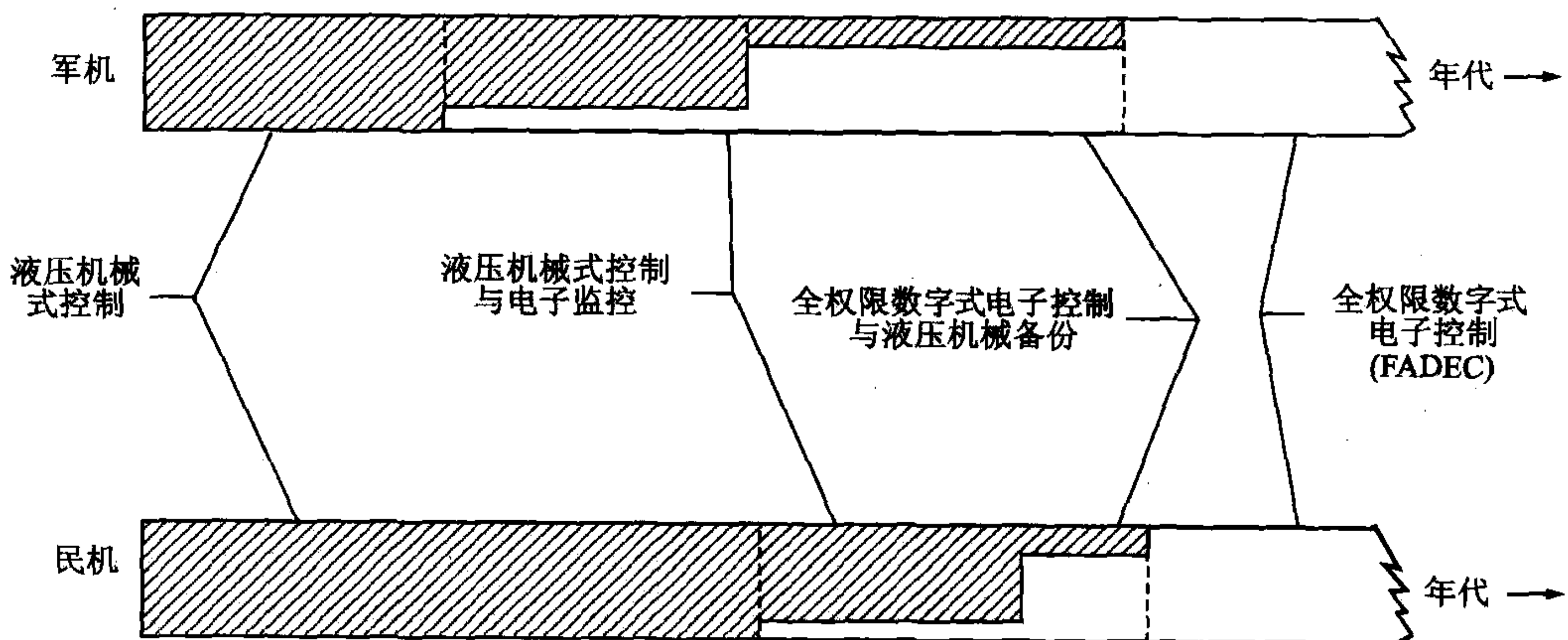


图 1-1 动力装置控制的发展

实际使用经验表明,数字式电子控制系统给动力装置及飞机带来了许多好处,其优点如表 1-1 所示。

<sup>①</sup> 本书“重量”为质量概念,单位为千克(kg)。



表 1-1 动力装置数字式电子控制的优点

对动力装置的好处	对飞机的好处
<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 提高动力装置的性能           <ul style="list-style-type: none"> <li>• 改善动力装置工作的稳定性(如各种可变几何的控制)</li> <li>• 增加动力装置推力(采用最大推力优化控制模式)</li> <li>• 缩短动力装置加速时间</li> <li>• 降低燃油消耗率(采用最小油耗优化控制模式)</li> <li>• 扩大高空点火范围,改善再次点火性能</li> <li>• 放宽对加力燃烧室的工作限制</li> <li>• 延长动力装置寿命(采用最低涡轮温度优化控制模式)</li> </ul> </li> <li>2. 提高动力装置可靠性           <ul style="list-style-type: none"> <li>• 采用容错控制技术</li> <li>• 采用动力装置状态监视及故障诊断技术</li> </ul> </li> <li>3. 增强与飞机上其他系统的通信能力</li> <li>4. 降低维护费用           <ul style="list-style-type: none"> <li>• 降低了动力装置热端部件的故障率和更换率</li> <li>• 故障判断容易</li> <li>• 维修时不需要运转发动机,节省燃料费</li> <li>• 提高可靠性</li> <li>• 有利于动力装置改型与派生</li> <li>• 研制周期短</li> <li>• 实现视情维修</li> </ul> </li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 提高飞机的性能           <ul style="list-style-type: none"> <li>• 提高飞机的机动性及敏捷性</li> <li>• 改善响应特性</li> <li>• 增大航程(因为降低了油耗)</li> <li>• 可实现飞行控制与动力装置控制的一体化</li> <li>• 提高飞机的加速性,减速性(超声速时尽快减速)及爬升性能</li> </ul> </li> <li>2. 减轻驾驶员的操纵负荷           <ul style="list-style-type: none"> <li>• 提高控制的自动化程度</li> </ul> </li> <li>3. 降低使用费(燃料费,维护费)</li> <li>4. 提高任务完成率</li> </ol>

由于数字式电子控制具有极为突出的优越性,目前英美等技术先进国家新研制或改型的发动机几乎都采用全权限数字式电子控制。

也有的专家认为,数字式电子控制存在重要弱点是抗电子干扰能力差,考虑到现代战争中电子干扰技术的应用,因此,液压机械式控制作为备份控制在一定时期内仍然有使用价值。另外,即使采用不带液压机械备份的全权限数字式电子控制,仍离不开燃油泵等液压执行元件。因此,本书仍用不少篇幅讨论液压机械式控制元件。

### 1.2.2 由单变量控制系统向多变量控制系统发展

早期的航空动力装置的性能不高,推力不大或者功率较低,一般只需燃油流量一个控制变量以保持发动机转速不变,就能满足发动机控制的要求;对亚声速飞行,其进气道不需要控制,对早期的收敛喷管一般也不进行控制。发动机单变量控制系统如图 1-2 所示。

随着对航空动力装置性能要求的提高,出现了带加力的涡轮喷气发动机,这样,加力供油量也必然成为控制变量,用于保证涡轮落压比  $\pi_T$  不变或

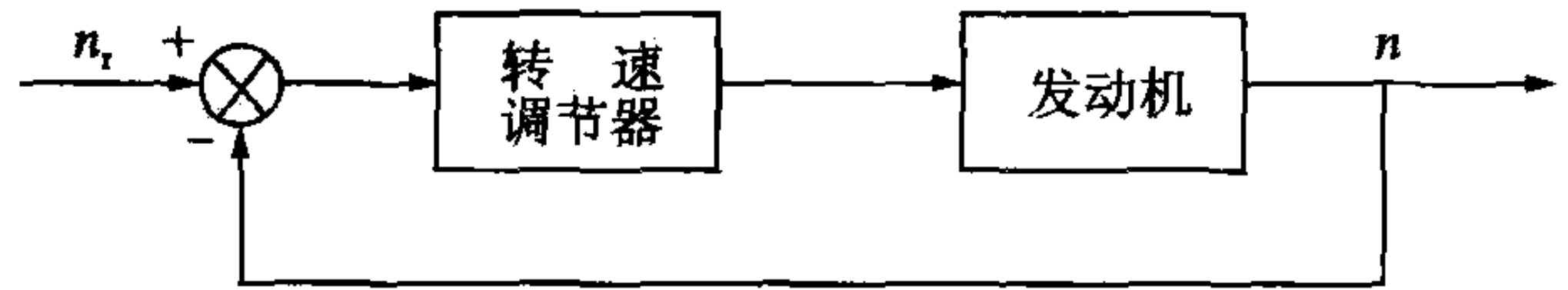


图 1-2 发动机单变量控制系统

涡轮前(后)总温不变。为了达到这个控制目标,在加力时,需要改变喷管的临界面积。也就是说,需要加力供油量与喷管面积的协调配合来实现上述控制目标。在加力系统中,两个控制变量(加力供油量及喷管面积)只有一个被控制量,即涡轮落压比或涡轮前(后)总温不变,因此这两个量中,必有一个是闭环控制,另一个是开环控制。例如,加力接通后,加力供油量按预定程序逐渐加大到最大加力供油量,为开环控制;而喷管面积按闭环控制,逐渐加大以保持涡轮落压比或涡轮前(后)总温不变。

上述加力控制回路与前述主燃油流量控制发动机转速不变的主控制回路相互间是有耦合作用的,但由于这两个回路工作在不同的频率段,相互间的动态干扰比较小,因此在液压机械控制系统中,这两个回路都单独按单变量系统进行设计,如图 1-3 所示。这虽然形似双变量控制系统,但实质上只是两个单变量控制系统的组合。

随着动力装置性能的不不断提高,对动力装置控制系统的要求也在不断提高。例如,为了使压气机及风扇在各种不同工况下都能高效而稳定地工作,需要使压气机及风扇的导流叶片角可调。

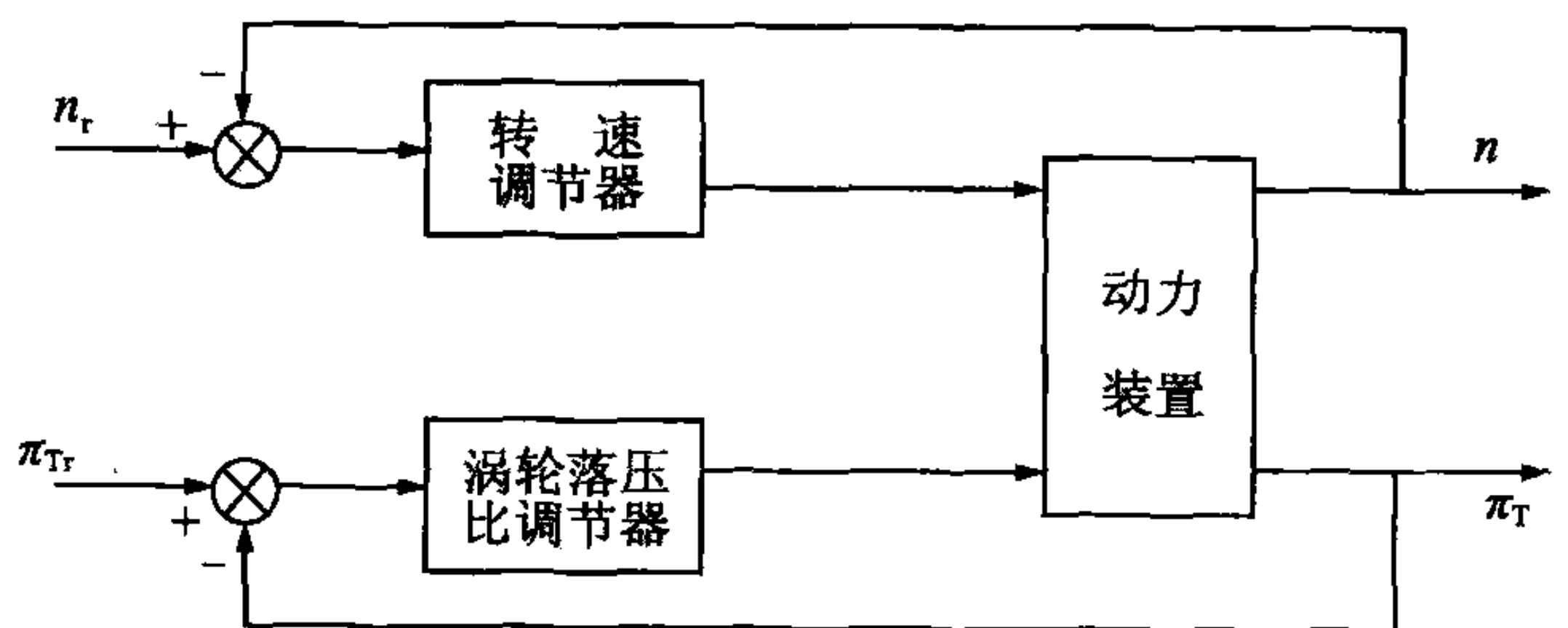


图 1-3 不考虑耦合的加力涡轮喷发动机双变量控制

图 1-4 给出 F100 发动机多变量控制系统的简化原理图,它采用鲁棒性较强的带有回路传递恢复的线性二次高斯(LQG/LTR)控制方法。其控制量  $u(t)$  是由主燃油流量、尾喷管面积、风扇进口导流叶片角及高压压气机静子叶片角 4 个量组成的控制向量;

输出量  $y(t)$  是由风扇转速、压气机转速、压气机出口压力及风扇涡轮进口温度 4 个量组成的输出向量; $r(t)$  为指令信号向量; $d(t)$  及  $n(t)$  分别为干扰向量及测量噪声向量。这是一个典型的发动机多变量控制系统,其中 LQG/LTR 补偿器考虑了各控制回路间的耦合作用,完全按多变量控制系统进行设计,不仅使各个回路间能较好地解耦,而且使系统有较好的鲁棒性。

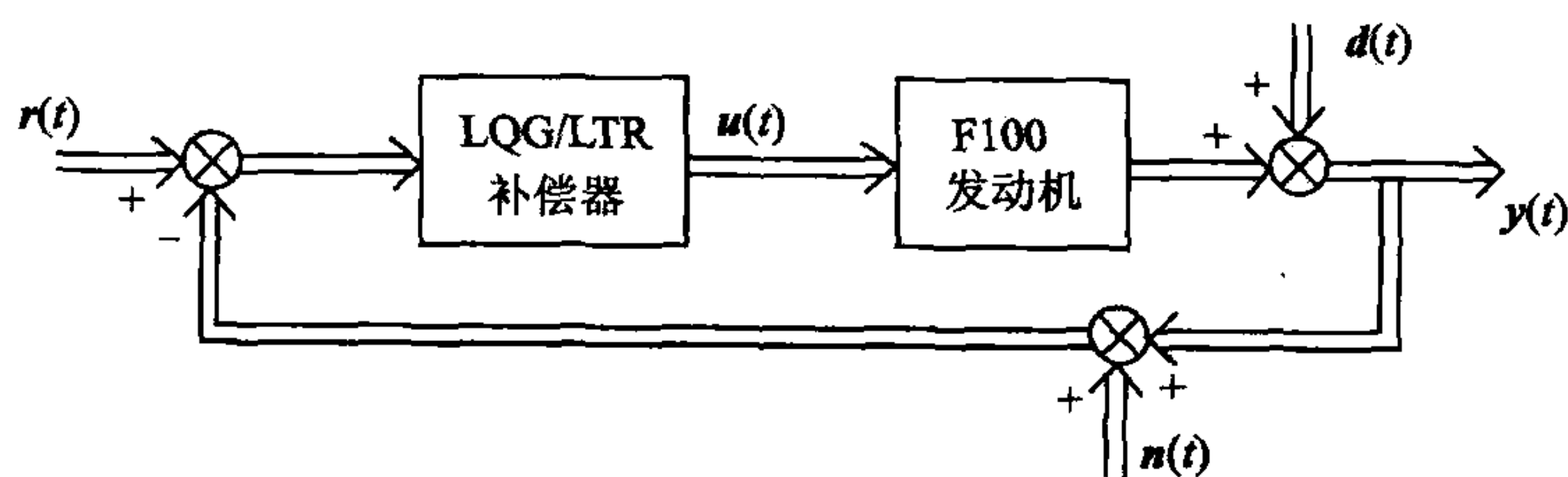


图 1-4 动力装置多变量控制系统原理图

对早期的单变量控制系统,我们完全可以用经典控制理论来进行设计,可以获得令人满意的效果。但是,经典控制理论在理论上只能解决单输入—单输出的单变量控制,难以解决以后发展起来的动力装置多变量控制。现代控制理论的发展为多变量控制系统的设计提供



了有效的手段,下面介绍几种典型的较常用于研究动力装置控制的现代控制方法。

### (1) 线性二次型最优控制

在 20 世纪 70 年代,美国以 F100 加力涡扇发动机为对象开展了一项规模较大的多变量控制综合(MVCS)研究计划,它采用线性二次型调节器(LQR)。该研究计划从仿真试验一直做到高空台试验,并且显示出基于 LQR 的控制器设计技术具有良好的鲁棒性,但是这种方法并没有进行飞行试验。据分析,其原因如下。

①发动机模型需要在飞行包线的许多飞行点上进行线性化,对每一个飞行点都必须解 Riccati 方程求得反馈增益矩阵,每一点的线性模型及 LQR 反馈增益矩阵都要存储在计算机中,这样增加了对机载计算机的存储要求。这对当时的计算机技术来讲,是必须考虑的一个因素。

②线性化飞行点的数目总是有限的,MVCS 计划在飞行包线内选了 10 个飞行点作高空台试验。在实际飞行中,飞行包线的其他各点的线性模型及 LQR 增益只能用插值法近似求得,但 LQR 方法对模型的精度比较敏感,模型误差将导致性能不是最优,甚至系统不稳定。

③LQR 是一种调节器,它可保持被控变量稳定不变,但航空动力装置控制器必须具有跟踪控制功能,如用于加减速控制。LQR 用于跟踪器时,不能保证系统没有稳态误差,这显然不能满足动力装置控制的要求。

以上原因限制了 LQR 方法在飞机发动机控制中的实际应用。

### (2) 自适应控制

自适应控制是指在被控对象和环境的数学模型不完全确定的条件下设计控制器,使得指定的性能指标尽可能地保持或接近最优,或者说,它能自动调整控制规律以适应不同的环境条件以及对象的不确定性。航空发动机工作在不同的飞行条件下,例如,不同的飞行高度、马赫数及环境温度等,且发动机的制造、安装公差以及使用期内的性能蜕化等因素也造成发动机特性发生变化。自适应控制能适应这些变化,因此引起十分广泛的关注。到目前为止,航空发动机自适应控制的研究工作可以归纳为以下两个方面。

#### ①模型参考自适应控制(MRAC)

这种方法要设计一个理想的参考模型,该模型应有满意的动静态品质满足设计要求,同时要设计自适应律,用以调整控制器中的某些可调参数,以适应发动机及飞行环境的变化。MRAC 用于发动机控制尚处于理论研究阶段,并没有工程试验研究的报道。

#### ②自适应失速裕度控制(ADECS)

这是美国在飞行/动力装置高度综合数字式电子控制(HIDEC)研究计划中所采用的一种控制模式,本书第 14 章将详细介绍这种控制模式,这里作一简要介绍。ADECS 模式是当飞机的飞行条件、飞行姿态以及发动机状态发生变化时,控制器能自动调整发动机的工作点,使发动机始终处于最优的工作状态,既能充分发挥发动机的性能潜力(如推力最大或油耗最小),又能保证发动机稳定工作(不喘振,不超温等)。在 20 世纪 80 年代中期,美国就在装有 PW1128 发动机的 F-15 飞机上成功地进行了飞行试验。用 ADECS 模式可以显著地增加推力或减小耗油率。

### (3) 鲁棒控制

鲁棒控制是指当按这种方法设计的控制系统在被控对象的参数变化或有外部干扰时,



仍保持良好的稳定性及良好的动态品质的控制方法。与自适应控制不同的是,鲁棒控制并不实时调节控制器参数,而是使控制系统对参数变化及外部干扰不敏感,而自适应控制必须实时调整控制器参数。

前面提到的 LQG/LTR 方法就是一种典型的多变量鲁棒控制的设计方法。从 20 世纪 80 年代后期以来, F100 涡扇发动机、T700 涡轴发动机以及飞行/动力装置综合控制都用 LQG/LTR 方法开展研究工作。其他如用  $H_\infty$  理论设计的鲁棒控制系统也受到关注,这里不再一一介绍。

在这里要指出的是,国内外航空动力装置控制的专家们对于把先进的现代控制理论用于航空动力装置控制开展了大量的研究工作,也取得了一系列令人鼓舞的成果,但是现代控制理论用于航空动力装置控制至今尚未达到实用阶段。前面介绍的 ADECS 自适应失速裕度控制模式已在工程上获得实际应用,但 ADECS 模式所采用的控制算法仍然是变参数 PI (比例加积分)控制,而不是现代控制理论中的自适应控制算法。这里之所以采用“自适应”这个词是因为 ADECS 模式确实能自动适应发动机参数变化及飞行环境的变化。现代控制理论尚不能在动力装置控制中获得实际应用的原因可分析如下。

①上述现代控制理论中的一些控制算法都是基于线性系统理论提出来的。而航空动力装置却是具有很强非线性的对象,将现代控制理论用于航空动力装置控制时,首先要把动力装置非线性模型在若干点上线性化,按各线性化模型来设计控制器,而变参数 PI 控制也采用这种方法进行设计。动力装置控制系统的设计师们对经典的 PI 控制十分熟悉,PI 控制又比较简单,当变参数 PI 控制能满足设计要求时,他们往往偏爱变参数 PI 控制,使现代控制理论受到冷落。

②对上述现代控制理论中的一些控制算法在理论上研究较多,工程应用研究不足。如 LQG/LTR 是一种多变量鲁棒控制算法,但 LQG/LTR 是高增益控制器,在工程环境下,存在不可避免的噪声干扰,高增益控制器对噪声的放大,会使系统性能变坏,甚至不稳定。此外,用 LQG/LTR 及  $H_\infty$  等方法设计的控制器阶数高,也限制其工程应用。

但是,我们相信,随着现代控制理论的进一步发展,一定会有更好的适合于航空动力装置的先进控制算法出现。例如,有的文献提出增广的 LQR(ALQR)方法,它既保持 LQR 方法的鲁棒性,而用于动力装置加减速跟踪控制时可消除稳态误差;有的文献提出的  $H_\infty$ /LTR 方法,对抑制噪声干扰具有良好效果。近年来,人工智能技术得到飞速发展,如以人工神经网络及模糊理论等智能技术为基础的各种控制方法受到国内外航空发动机控制行业的极大关注。这种控制方法本身就适用于对非线性对象的控制,目前的研究工作已经表明,基于人工智能技术的控制方法用于航空发动机控制具有强大的生命力,必将在不久的将来获得实际应用。

### 1.2.3 各系统由独立控制向综合控制发展

现代飞机都有若干个控制系统:飞行控制系统、发动机控制系统、火控系统及进气道控制系统等。按照传统的方式,这些控制系统都独立进行设计,不考虑相互间的耦合作用。实际上,飞机作为一个整体,其各系统间的相互耦合作用是显而易见的。如当飞机飞行姿态发生变化时,会使进气道流场发生变化,发动机的进气也发生变化,影响发动机的工作;发射火炮产生的废气被发动机吞入后会造进口流场畸变,可导致发动机喘振以致熄火,对飞行安



全造成威胁。按照传统的各控制系统独立设计的方式,即使能做到使每个分系统达到最佳,也难以保证整体系统性能达到最佳。而且这种设计方式在设计某一分系统时必须考虑其他分系统最差的工作情况,于是在系统设计时不得不将系统设计得比较保守。例如,飞机作大机动飞行时迎角及侧滑角都很大,使发动机进口流场畸变大。在设计发动机及发动机控制系统中,为了保证在流场畸变大时发动机都能稳定工作,必须把发动机喘振裕度设计得较大,那么在飞机作水平飞行等使发动机进口流场畸变较小的飞行工况时,发动机喘振裕度就显得过于富裕,发动机的性能不能得到充分发挥。也就是以牺牲飞机和发动机的性能为代价来保证系统的安全可靠。

另一方面,各分系统之间的耦合又有十分有利的一面。例如,利用矢量喷管产生的可以改变方向的推力来参与飞行控制,可以弥补在低速飞行及大机动、过失速飞行条件下气动舵面产生的控制力矩的不足甚至失效,使飞机在这些飞行条件下仍然具有良好的飞行控制能力。

综合控制的设计方法是指,在系统设计中综合考虑各分系统间的耦合作用,利用其有利的耦合作用,排除其不利的作用,使系统的整体性能达到最优。上面提到的矢量喷管,其动力装置已直接参与了飞行控制,此时飞行/动力装置综合控制系统将把飞机及动力装置作为一个整体,来设计相应的控制系统。更多的综合控制设计是在各分系统设计中进行各分系统间的信息的综合,而并非把各分系统组成一个总的系统进行设计。例如,在动力装置控制系统设计中接收来自飞控系统的飞行姿态信息(飞机迎角、侧滑角及飞行马赫数等),以此来计算发动机进口的畸变度,并确定如何控制发动机的最佳工作点,既保证发动机不进喘,又使发动机性能潜力得以充分的发挥,这种以信息综合为特征的飞行/动力装置综合控制同样能获得很大的性能效益。

目前飞机上的综合控制有:火力/飞行综合控制、飞行/动力装置综合控制及火力/飞行/动力装置综合控制。目前研究表明,综合控制在硬件改变不大的情况下(矢量喷管除外)就能获得可观的性能效益,这是飞行器上各控制系统设计的发展方向。本书第14章将对飞行/动力装置综合控制作专门介绍。

#### 1.2.4 非容错控制向容错控制发展

在发动机采用数字式电子控制后,利用计算机所具有的强大的计算能力、逻辑判断能力及决策能力,人们设计出了种种具有容错能力的容错控制系统,这种控制系统是指具有冗余能力的控制系统,即在某些部件发生故障的情况下,系统仍能按原定性能指标或性能指标虽有降低(可接受),但能安全地完成控制任务。在航空发动机容错控制系统中常用的容错技术大致有以下几个方面。

##### (1) 余度技术

余度技术是指设计几个控制通道,当一个控制通道出现故障时,另一个控制通道投入工作。余度技术大致可分为硬件余度及解析余度。

##### ① 硬件余度是用控制通道中的备份硬件来提供的余度

过去液压机械式调节器结构十分复杂,而且尺寸大,重量重,难以采用两套液压机械式调节器来提供硬件余度。采用数字式电子控制后,由于控制器小而轻,便于设计多通道的控制系统来提供硬件余度。

##### ② 解析余度

上述硬件余度虽然提高了可靠性,但毕竟所增加的冗余的硬件增加了系统的尺寸、重量,并且增加新的安装位置,这对航空产品来讲是必须考虑的重要因素。解析余度则不需要增加硬件而是用解析的方法,为容易发生故障的发动机传感器提供余度。通常,它使用现代控制理论中的最优估计技术或用人工智能的方法把发动机的测量值估计出来。当某个传感器发生故障时,就用相应的估计值代替测量值,使控制系统继续工作。解析余度技术已在 T700 涡轴发动机、F404 涡扇发动机等多种发动机上获得应用。

### (2) 重构技术

重构技术是指在多个硬件通道的余度控制中,譬如说在两个硬件通道的双余度控制系统中,当两个通道都有元件发生故障时,仍有可能将两个通道中的无故障元件重新组合起来构成一个新的控制通道,使控制系统继续工作。图 1-5 可说明系统重构原理。

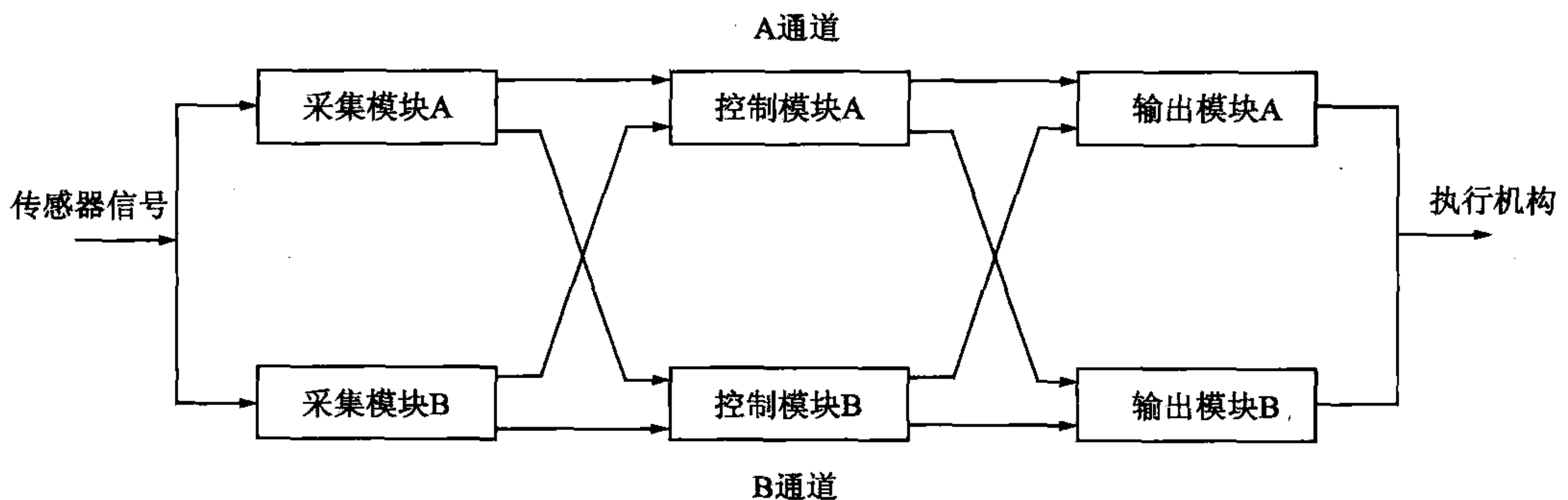


图 1-5 系统重构原理

### (3) 数字式电子控制器的内建自测试(built-in-test, BIT)技术

BIT 技术是指在电子设备内部集成了对其自身故障进行自动检测功能并对外报告故障状态的技术,对电子设备提高可靠性和改善维修性具有重要作用。

20 世纪 60 年代后期,随着半导体集成电路技术的飞速发展,军用电子设备日趋复杂,对提高其可靠性、降低维修工作量的需求日益迫切,因此军用电子设备的设计师及维修工程师们必须对设备的设计、分析及测试引入设备自测试、机内测试等故障诊断及隔离技术。为改善军用航空电子设备的可靠性及维修性,美军首先将 BIT 技术用于海军战斗机 F-14 及空军战斗机 F-111、F-15A 的某些电子设备。在 70 年代,BIT 先后用于 F-16、F/A-18、“狂风”、EF-111A 及 E-3A 等军用飞机,其故障检测和隔离能力及其他性能得到进一步改善。与 F-15 相比较,F-16 及 F/A-18 飞机采用的 BIT 规定了虚警率指标,提高了故障检测及隔离精度要求,扩大了测试范围,增加了数据记录及自动恢复能力,减少了对地面保障设备的要求。80 年代中期之后,BIT 技术的发展及应用进入了新的阶段,在美国研制的新一代飞机和直升机上,如先进战斗机 F-22、轻型直升机 RAH-66 等都采用了先进的综合诊断技术和人工智能技术,大大提高了故障诊断系统的能力,减少了维修保障费用。

发动机的 FADEC 系统是航空电子系统的一个分支,无一例外地采用了 BIT 技术,FADEC 系统的 BIT 应能够检测和定位系统中各个部件的故障状态并为容错控制和故障指示与维修提供必要的信息。FADEC 系统的 BIT 集成在其核心部件——发动机电子控制器(EEC)上,负责传感器、电缆、输入通道、中央处理模块、输出通道、执行机构及相关的液压机械组件的故障检测,并将结果存储起来或传输到飞机驾驶舱的显示装置上。



目前,技术先进国家研制的发动机数控系统的可靠性已大大超过了液压机械式控制系统的可靠性,这除了由于电子元件的可靠性不断提高以外,还由于数字控制可采用各种容错技术,即使个别元件发生故障,整个数控系统仍能继续工作,从而在整体上提高了系统的可靠性。

航空发动机容错控制系统对提高控制系统的可靠性,保证飞行安全具有重要作用,容错技术在航空发动机控制系统中的应用必将得到进一步发展。

### 1.2.5 集中式控制向分布式控制发展

分布式控制是动力装置控制的又一重要发展方向。当前动力装置控制系统都是集中式多余度 FADEC 系统,如图 1-6 所示。所有控制规律的处理与计算、余度管理、输入/输出信号的滤波、处理等都由 FADEC 进行,FADEC 与系统中的其他部分都用导线连接通信,这使得当前动力装置控制系统中导线束及其连接器成为最重要的部件之一。据统计,发动机控制系统电缆一般由 100~200 条线组成,重约 45kg。为了消除较大的电磁干扰,还需要外加屏蔽 14kg 左右。

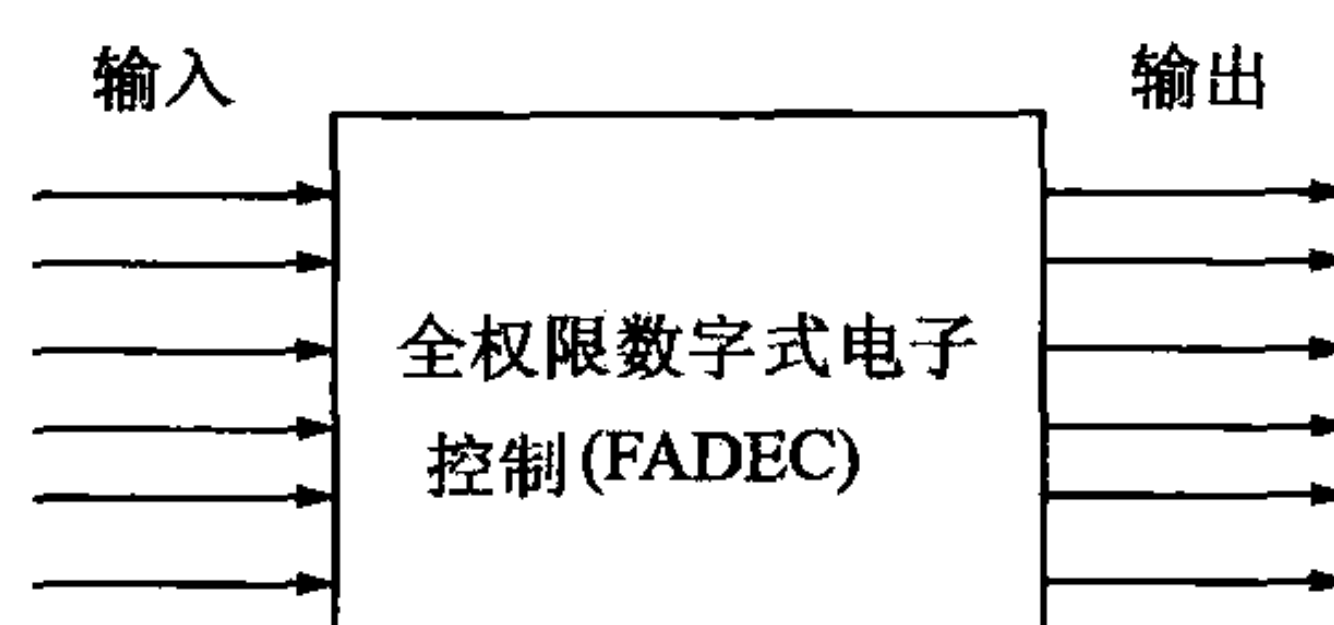


图 1-6 集中式控制系统

分布式控制系统如图 1-7 所示,它是一种带有高度一体化光学数据总线的全智能分布式结构,它采用智能(smart)传感器和执行机构,它们本身带有控制器或补偿器,并通过一条有余度的高速数据总线与动力装置控制设备相连。与图 1-6 所示的系统相比,动力装置的导线束几乎都取消了,而代之以总线系统。若使用光学总线及光学接口,可以大大减轻电磁干扰。这种系统降低了控制系统的复杂性,从而改善可靠性和维修性。它还可做成标准化设备,用于一系列动力装置,从而大大降低成本,减轻重量。

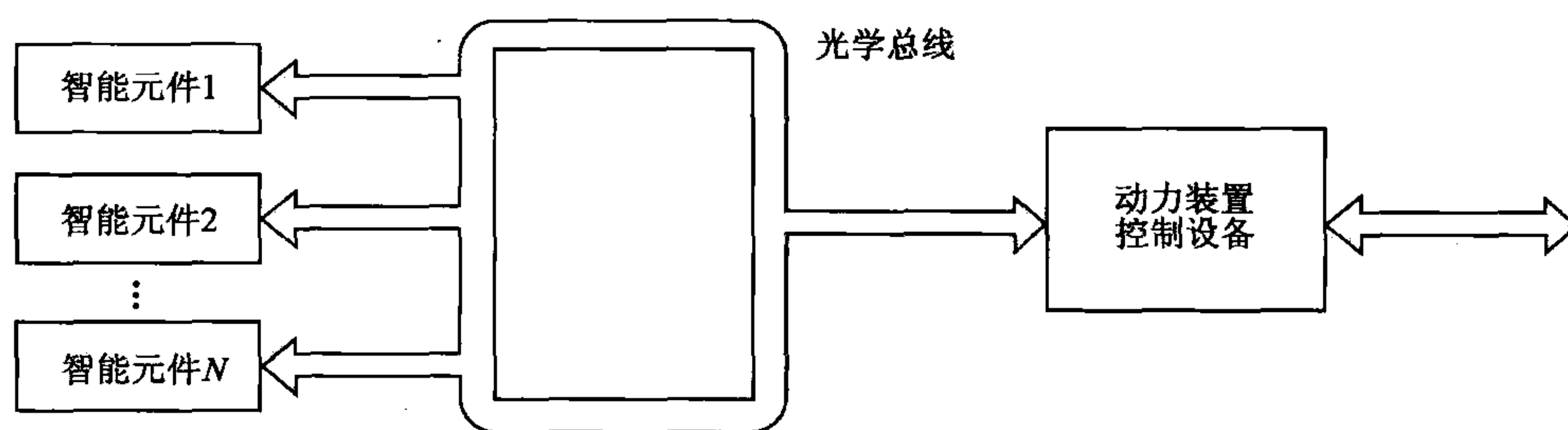


图 1-7 分布式控制系统

上述分布式控制系统代表一种远期的可能性,需要解决很多关键技术才能成为一个可供实际选择的方案。例如,需要研制带有控制器的智能传感器及智能执行机构;由于传感器及执行机构必须安装在发动机上,处于高温、强振动等恶劣环境,因此必须要有耐高温的电子元器件等,这些都有待于进一步研究开发,目前国内外发动机控制行业正在积极开展这方面的研究工作。

### 1.3 航空动力装置控制系统的设计要求

对航空动力装置控制系统的设计要求可归纳为以下几项:性能、重量、可靠性及维修性,分别介绍如下。

#### 1.3.1 性能要求

对航空动力装置控制系统设计的性能要求包括对控制系统本身的性能和通过控制系统的设计来提高动力装置的性能。

对航空动力装置控制系统设计的性能要求与一般控制系统类似,包括稳定性、动态性能和稳态性能要求。

##### (1) 稳定性

这是对任何控制系统设计的最基本的要求,而对航空动力装置控制系统而言,稳定性问题更为重要,航空动力装置要在整个飞行包线内工作,工作环境变化大。动力装置从慢车状态到最大状态,其特性变化也很大。在不同工况下,动力装置的时间常数变化 10 倍是不足为奇的。控制系统的设计必须保证在全飞行包线内,在动力装置所有工作状态下,在受到各种可能的干扰时,都有良好的稳定性,也即必须具有稳定鲁棒性。此外,压气机还可能发生喘振、旋转失速等不稳定工况,在飞机作机动飞行,或发射武器使发动机吞烟时都可能引发这种不稳定工况。喘振会对发动机造成很大的损害,并会导致空中熄火,这是十分危险的,动力装置控制系统的设计必须保证发动机不会进入喘振等不稳定工况。

##### (2) 动态性能

这是指控制系统应具有良好的动态品质,即响应快、超调小、振荡少;由一种工作状态过渡到另一种工作状态时,过渡时间要短,并且要平稳,安全可靠。多变量控制系统应满足解耦要求,这应包括稳态解耦及良好的动态解耦特性。

##### (3) 稳态性能

控制系统设计应保证系统有足够高的稳态控制精度,以保证动力装置的性能达到设计要求并保证工作安全可靠。例如,在燃气涡轮发动机中其推力大约与转速的三次方成正比,若转速控制没有足够的稳态精度,转速下降会使推力损失更大;转速过高又会增加发动机的负荷,从而影响使用寿命。在航空动力装置控制系统设计中各个被控制量都会提出稳态精度要求。

至于如何通过控制系统设计来提高动力装置的性能,将在以后有关章节中介绍。

#### 1.3.2 重量要求

燃气涡轮发动机设计中的最重要性能指标之一便是推力重力比(推重比)要大,这就要求发动机各部件的重量都要减轻,对控制系统当然也不例外。发动机应用的数字式电子控制与液压机械式控制相比,就大大减轻了控制器的重量。进一步减轻重量将有赖于采用先进的轻质材料,如使用轻型复合材料;设计新型的、重量轻的供油系统;采用分布式控制代替目前采用的集中式控制可以大大减轻电缆和接头的重量。



### 1.3.3 可靠性要求

可靠性是指产品在规定条件下和规定时间内完成规定功能的能力。控制系统性能再好,如果工作不可靠仍然是不能工作的。这对航空产品尤为重要,航空产品上每一个看似小小的故障,上天后都可能造成严重的后果,甚至导致机毁人亡。经常见诸报道的惨痛的空难事故往往是由于某个元件的故障引起的。因此,对于一名从事航空产品设计及研究的人员,必须牢固树立安全可靠第一的思想。

可靠性设计应该是航空动力装置控制系统设计中十分重要的内容,但可靠性设计又是一项十分繁重而复杂的工作,需要经过大量的试验,积累大量的资料才能对系统的可靠性做出符合实际的评估,前面提到的容错技术也是提高系统可靠性的重要手段。

目前对于航空发动机的全权限数字式电子控制(FADEC)系统的可靠性指标大都用平均无故障间隔时间(MTBF)表示,大部分现代军用飞机发动机FADEC系统的MTBF都在1000~2000h以上,民用飞机发动机FADEC系统的MTBF都在30000~40000h以上。

关于可靠性设计已超出了本书的范围,有兴趣的读者可参阅其他文献。

### 1.3.4 维修性要求

维修性是航空动力装置控制系统设计的重要要求之一,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、便于重新安装及调试。过去航空产品都采用“定期维修”的原则,到了规定的工作时间,不管是否有故障都要进行维修,按照维修的规模、内容等,有中修、大修等,这在一定的技术水平下,是保证飞行安全所必需的。随着发动机状态监视及故障诊断技术的发展,能对发动机健康状况进行监视和趋势分析,能及时诊断故障及发现故障位置,以决定是否需要进行维修,这就是“视情维修”的概念,从定期维修发展到视情维修是维修性要求的重大发展,它可避免已经发生了故障,但因规定期限未到不去维修而可能导致的事故;也可避免尚未发生故障,但因规定期限已到必须去维修而导致经济上的损失。应当指出的是,只有在发动机状态监视及故障诊断技术比较成熟的前提下,才能采用“视情维修”。

此外,对航空动力装置控制系统的设计还应具有测试性及保障性等要求,这里不再一一详述。

## 1.4 航空动力装置控制系统的发展展望

航空动力装置控制系统的发展与它的控制对象航空动力装置本身的发展是紧密相关的。美国军方、国防部和国家航空航天局(NASA)在1988年制定了一项综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划,该计划采用变革性的技术途径,综合应用发动机气动热力学、材料、结构设计和控制方面突破性的成果,可大大提高涡轮前温度,简化结构,减轻重量,实现最佳性能控制,最终达到预定目标。其总目标是,到2005年把应用于军用飞机及导弹的动力装置的性能翻一番,具体目标如表1-2所示,与发动机控制系统相应的发展目标如表1-3所示。这些目标是要在不牺牲发动机寿命、可靠性或维修性的条件下实现。IHPTET的目