

文章编号: 1000-8055(2004)03-0375-08

航空发动机控制系统的研发与展望

张绍基

(沈阳发动机设计研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 对国内外军用航空发动机控制系统的研制现状和今后的发展方向进行了归纳和分析, 主要对主燃油控制、加力燃油控制、尾喷管控制、防喘控制、发动机状态监视和故障诊断各系统的技术特点、方案选择、研究动向进行了介绍和评述。从航空发动机控制系统近年来取得的进展, 特别是全权限数字电子控制(FADEC)技术的研究和应用, 可以看出航空发动机控制系统的发展潜力巨大, 将会对飞机和航空发动机的研制和发展产生巨大的影响。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 控制系统; 防喘控制; 状态监视; 综合控制

中图分类号: V 233

文献标识码: A

A Review of Aeroengine Control System

ZHANG Shao-ji

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The paper reviews and analyses the recent research and development of aero-engine fuel control systems. The technical features, the technical mode selection and the research trend of main fuel control, afterburner fuel control, nozzle control, anti-surge control and engine condition monitoring system are discussed. Recently great progresses have been achieved in the areas of aeroengine fuel and control systems, especially in terms of the research and application of Full Authority Digital Electronic Control System (FADEC) technology. The development of above technology proves that the aeroengine fuel control system is very important for the modern aeroengine in the future.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; control system; anti-surge control; condition monitoring; integrated control

随着航空发动机技术的不断进步和性能的不断提高, 其控制系统也由简单到复杂, 并由液压机械控制发展到全权限数字电子控制(FADEC)。军用航空发动机控制系统主要完成主、加力燃油的供油控制和发动机各种可变几何的控制等功能。近年来 FADEC 技术的引入, 发动机状态监视和故障诊断系统也综合到发动机控制系统中。由于

防喘控制的重要性的特点, 也越来越被航空发动机控制专家们所关注。

在现役作战飞机用的 F100, F110, F404, M 88, EJ 200, RB 199, P/F33, A/F31 等发动机中, 其发动机控制系统日趋成熟, 具有较先进的性能, 能满足作战飞机发动机的要求。归纳分析这些系统的特点和优缺点, 对研制新的控制系统是非常

收稿日期: 2004-02-16; 修订日期: 2004-04-07

作者简介: 张绍基(1942-), 男, 山东黄县人, 沈阳发动机设计研究所研究员, 主要从事航空发动机燃油控制系统和数字控制系统研究

有益的^[1~3]。

在发展第四代航空发动机的同时,也应注意对发动机控制系统将有较大的突破和进展,突出地表现在不带液压机械备份的双通道 FADEC 系统的采用,这无论对提高航空发动机性能潜力,减轻重量,增加可靠性,缩短研制周期,还是易于改变控制方案和控制规律,以及实现飞机/推进综合控制等方面都会带来显著的效益。与之不同的,俄罗斯在发展 FADEC 的同时,十分强调液压机械备份的重要性。

本文对 21 世纪国外军用航空发动机控制系统的研发和展望作一些综合介绍和评述,希望能对我国航空发动机控制系统的发展有所参考和借鉴。

1 主燃油控制系统的现状和发展

燃油增压泵——目前世界各国普遍采用离心式燃油增压泵,多数为独立传动,也有的与主泵组合在一个壳体里。增压能力一般为 0.3~0.8 MPa,其稳定工作流量范围从发动机起动流量至最大需用流量,最大流量设计值一般选在发动机最大需用流量的 1.2~1.5 倍。

主燃油泵——目前世界各国普遍采用齿轮泵,其优点是流量大、体积小、可靠性高。高压大流量的齿轮泵对轴承、封严的设计提出了较高的要求。为了满足主燃烧室的供油要求,齿轮泵的出口最大压力为 10~12 MPa,最大流量为 10 000~15 000 kg/h。齿轮泵是定排量泵,流量的调节要通过回油活门来实现,因此在高空小表速等工况时,齿轮泵排出的燃油大部分要返回到泵的进口,造成温升过高,影响了齿轮泵的使用。为此,高压柱塞

泵作为主燃油泵也成为合理的选择,例如英国斯贝发动机的主燃油泵就采用了变排量的柱塞泵。柱塞泵的缺点是结构复杂,加工难度大,柱塞抗脏性差,并且随着最大流量的增加,泵的体积和重量增加较多,因此柱塞泵的流量一般在 10 000 kg/h 以下。最近俄罗斯研制了一种高压燃油柱塞泵 ИИ85,最大出口压力为 22 MPa,最大流量为 10 000 kg/h,既可作喷管油源泵又可作主燃油泵之用^[4]。

未来的泵油系统,为了适应系统结构简单,重量轻,温升少(由于泵的效率而引起的燃油温升)以及可靠性高等要求,目前研究的方向趋于考虑用重量较轻的离心泵作为发动机的主燃油泵。一个离心泵不论是设计还是控制都是很简单的,只是在小流量工况下它的性能较差,这在发动机的起动过程中表现的特别明显,主要的解决办法就是单独配置一个起动泵。另外一种较简单、省力的解决办法是使用可变转速、可变流量的容积式泵,这是未来发动机燃油系统的研究方向。

由于发动机控制参数逐年明显增加,如 F100 发动机要求有 6 个控制回路, F119 发动机则有 14 个控制回路之多。一般高性能的涡轮风扇发动机控制系统具有多达 15 个传感器的输入和 7~10 个控制变量的输出,发动机控制系统变得越来越繁杂,液压机械式调节器(HMC)难以满足不断发展的需求^[5~8]。因此,目前主要应用的发动机控制系统是:采用全权限数字电子控制系统(FADEC),所有控制规律的实现、余度技术的管理以及输入输出信号的处理均由 FADEC 来完成(见图 1)。未来的发动机控制系统将是一个由多余度数字处理机管理的分布式控制系统。发动机

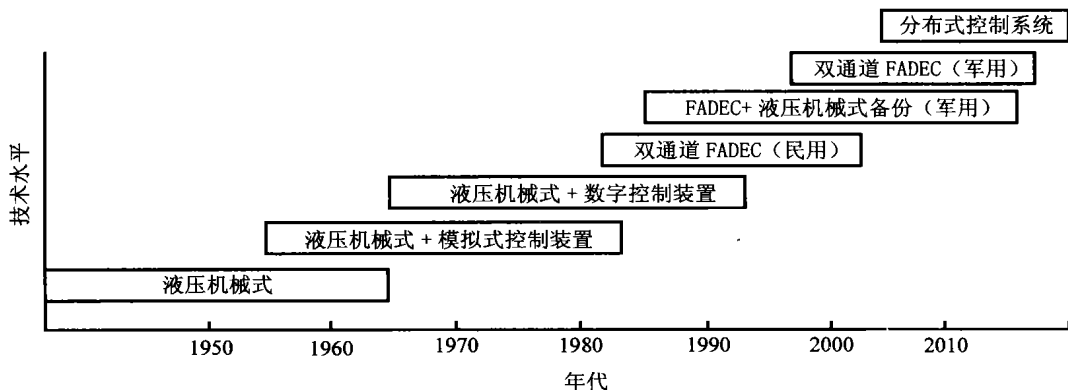


图 1 航空发动机控制装置的发展趋势

Fig 1 Trend of aeroengine control units

分布式控制系统是由中央微处理机通过高速数据总线把各个分系统(含有智能传感器和智能执行机构)组合起来,完成各项发动机控制任务的先进控制系统(详见本文第4节)。

2 加力燃油控制系统的现状和发展

高性能高推比发动机的发展和飞行范围的扩大对加力燃油泵提出了大流量、高转速、高压比、耐高温、抗振和工作可靠性高等要求。用于各类航空发动机的加力燃油泵有柱塞泵、离心泵和汽油泵。柱塞泵曾作为早期中小推力航空发动机的加力燃油泵,因其流量有限、结构和工艺复杂、制造精度要求高、抗脏性较差,使其在加力燃油控制系统中趋于淘汰边缘。离心泵的流量大、单位流量的泵质量小、成本低、结构简单、便于流量调节。但离心泵的小流量温升高、压力摆动大,一度成为加力燃油系统研究中的一个难点。俄罗斯的P29-300发动机加力燃油控制系统采用两泵三用的设计方案,即:主泵(柱塞泵)提供主系统及小加力燃油;加力泵(离心泵)提供小加力以上的燃油;当主泵出现故障时,主系统及加力系统共用加力离心泵,这样既避免了离心泵的小流量温升高、压力摆动大的问题,又增加了主系统的余度。这是俄罗斯研究离心泵扬长避短之处,简化了结构,增强了系统的可靠性。A/F31Φ发动机的加力燃油系统继承了上述设计思想,并使主系统与加力系统功能相互转换,日趋成熟。

FADEC 控制的优势已被世界各国航空界所注目,但液压机械式加力燃油计量装置以其特定的功能仍是加力数控系统中必不可少的部分。目前加力燃油计量装置具有结构简单,选用轻型材料的特点。涡扇发动机加力燃油流量大,要求计量装置的壳体流道和活门直径足够大;与主燃油系统相比,加力燃油计量装置的使用频率、调节精度及使用可靠性要求稍低。为减轻重量,俄罗斯的A/F31Φ和法国的M88发动机的加力燃油计量装置都选用了表面硬质阳极化的铝活门和衬套,而A/F31Φ主燃油调节器则大量采用经热处理的硬度高、加工粗糙度要求高、形位公差要求严的精密偶件。为减小体积,M88的加力计量活门采用型面活门,而俄罗斯的加力计量装置则大量采用单凸台活门,既减轻了重量,也避免了液动力等附加力的影响。

3 喷管控制系统日趋复杂

发动机尾喷管控制用的油源通常选用液压油、滑油或燃油作为工作介质。由于液压油和滑油的粘度大、润滑性能好,因此容易泵压到较高的压力水平,驱动高气动负荷的尾喷管。液压油源通常借用飞机液压系统的液压油,这种方案的好处是发动机无需设立独立的油源系统;缺点是由于发动机与飞机共用一个液压油源,会对飞机操纵系统的动态特性产生不利的影响和可能因环境温度高造成污染飞机的液压系统。英国斯贝发动机尾喷管采用独立的滑油系统,能够较好地完成喷管的控制任务,但是由于引入新的油源系统(油箱、油泵、油滤等),带来系统和结构的复杂性。目前多数发动机喷管控制系统采用燃油作为工作介质,喷管油源泵多选用高压柱塞泵,如A/F31Φ发动机的喷管油源泵最大出口压力为22 MPa,最大流量为3 600 l/h(2 800 kg/h),并且已研制出在泵质量不变(8.5 kg)情况下,流量提高到4 800 l/h(3 740 kg/h),首翻期由300 h提高到1 000 h的喷管油源泵。

随着飞机和发动机性能的不断提高,对发动机尾喷管的控制要求日趋复杂。由控制简单的收敛喷管到控制收扩喷管的喉道面积和扩散段面积。随着推力矢量喷管技术的发展,又由只控制喷管面积发展到既控制喷管面积又控制喷管的转向(俯仰喷管的上下摆动和轴对称喷管360°的转向控制)^[9~11]。

发动机喷管控制一般采用闭环控制。多数发动机采用涡轮总落压比为常数或为进口总温函数的闭环控制(如A/F31Φ发动机),以此达到加力时保持发动机主机状态不变。有的发动机采用保持涡轮排气温度在中间和加力状态中保持不变或为进口总温函数的闭环控制(如P29-300发动机),以保持涡轮前温度基本不变。也有的发动机采用保持在加力过程中风扇工作点不变(如F110发动机),以保证风扇在整个工作过程中有足够的喘振裕度。

推力矢量喷管的控制应由飞机控制系统和发动机控制系统的高度综合来实现飞行姿态和飞行任务的完成。此时发动机喷管控制由1个自由度发展到2个或3个自由度的控制。推力矢量喷管的控制指令由飞控系统给出,发动机控制系统由FADEC(或液压机械式喷管调节器)通过传统的收敛喉部面积作动系统(1组电液伺服阀和作动

表 1 各国典型推力矢量喷管及控制系统简况
Table 1 Typical thrust vector nozzles and control systems

发动机/飞机	矢量喷管类型	推力矢量角/(°)	矢量角控制速率/(%/s)	作动筒个数及控制方式
F100-PW-220 (F15 STOL/MTD) F119(F22)	二元收扩喷管 (2D/CD)	±20°		6 个电液伺服阀, 控制 6 个作动筒, 组成 3 个独立的驱动系统(收敛部分, 上、下扩散板)
F100-PW-229 (F15-ACTIVE)	轴对称矢量喷管 (P/YBBN)	20° (360 范围内)		3 个液压作动筒控制扩散段, 3 个空气作动筒控制收敛段
F110-GE-129 (F16)	轴对称矢量喷管 (AVEN)	17~20° (360 范围内)	60	3 个液压作动筒调节扩散段 A9, 4 个液压作动筒调节收敛段, 改进了 FADEC 完成上述控制
A/F31D (Cy-37)	轴对称矢量喷管, 俯仰运动	±15°		两对液压作动筒控制矢量喷管的 转向, 原来的 16 个燃油作动筒仍 控制 A8 面积; 飞控系统(FCS) 直接给出矢量喷管转向的指令

筒)和 1 套可以独立操纵喷管扩张鳞片的作动系统(3 组电液伺服阀和作动筒), 实现收敛喉部面积(A8)和扩散段面积(A9)的位置控制, 满足飞机推力矢量要求。

推力矢量技术目前已进入实用阶段, 推力矢量喷管偏转角度指标在 15~20°之间, 转向速度一般达到 45%/s~60%/s 之间。各国典型推力矢量喷管及控制系统的简况见表 1。

4 FADEC 技术的发展

国外从 70 年代中期就开始在民用航空发动机 JT9D 和军用发动机 F100 上进行了 FADEC 系统的功能验证, 明确证实了数字电子控制系统能够满足发动机控制系统的性能、使用和维护等各项指标的要求; 80 年代中期波音 757-200 客机在航线上使用了 PW 2037 发动机, F100 发动机也开始在 F15 战斗机上服役; 数字电子控制系统积累了 100 多万飞行小时, 无故障间隔时间超过 2×10^4 h, FADEC 系统展示的可靠性超出了预期值。由于上述功能验证和可靠性验证的实现, 使 FADEC 系统在民用和军用航空发动机上得到了普遍的应用^[12, 13]。我国从 80 年代初就进行了 FADEC 系统的予研工作, 已取得了很大的进展。

目前 FADEC 技术的新发展表现在:

- 传感器和执行机构——由于传感器数量需求的不断增加带来发动机电缆和配线重量的不断增加, 传感器和执行机构在发动机控制系统中的重量占有很大的比例。目前传感器的发展方向是研制新型的光纤传感器和智能传感器, 以适应未来光纤通讯和分布式控制系统在航空发动机上的应用。液压机械式执行机构趋向简单、可靠和通用化结构, 大大减少了体积和重量。
- 微处理机和数据通讯——微电子技术的飞速发展促进了 FADEC 系统电子硬件的不断更新和小型化, 集成度的增加也带来了可靠性的提高。飞机通讯系统的发展趋于用一条总线的结构, 发动机控制器作为总线上的一个节点, 不再采用点到点的串行通讯, 未来的航空发动机控制器将通过带余度的高速光纤数据总线把安装在发动机上的新型智能传感器和智能执行机构连结起来, 大大地减少了电缆的数量和重量, 并提高了系统的可靠性(见图 2)。
- 发动机综合控制系统——未来的发动机不仅有燃油控制、可变几何控制, 还要有防喘控制、推力矢量喷管控制等功能。同时发动机控制要与发动机状态监视系统综合, 还要与飞控系统、火控系统综合。FADEC 系统的研制可以使发动机在全包线范围内实现不同的控制模式, 复杂的控

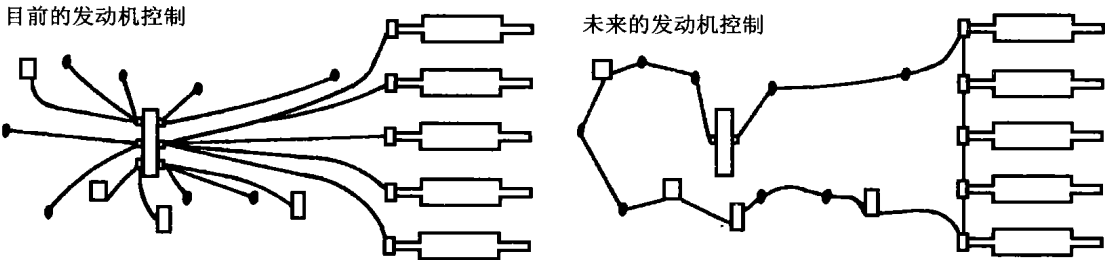


图 2 目前和未来航空发动机控制系统的连接

Fig 2 Connection of now and future aeroengine control system

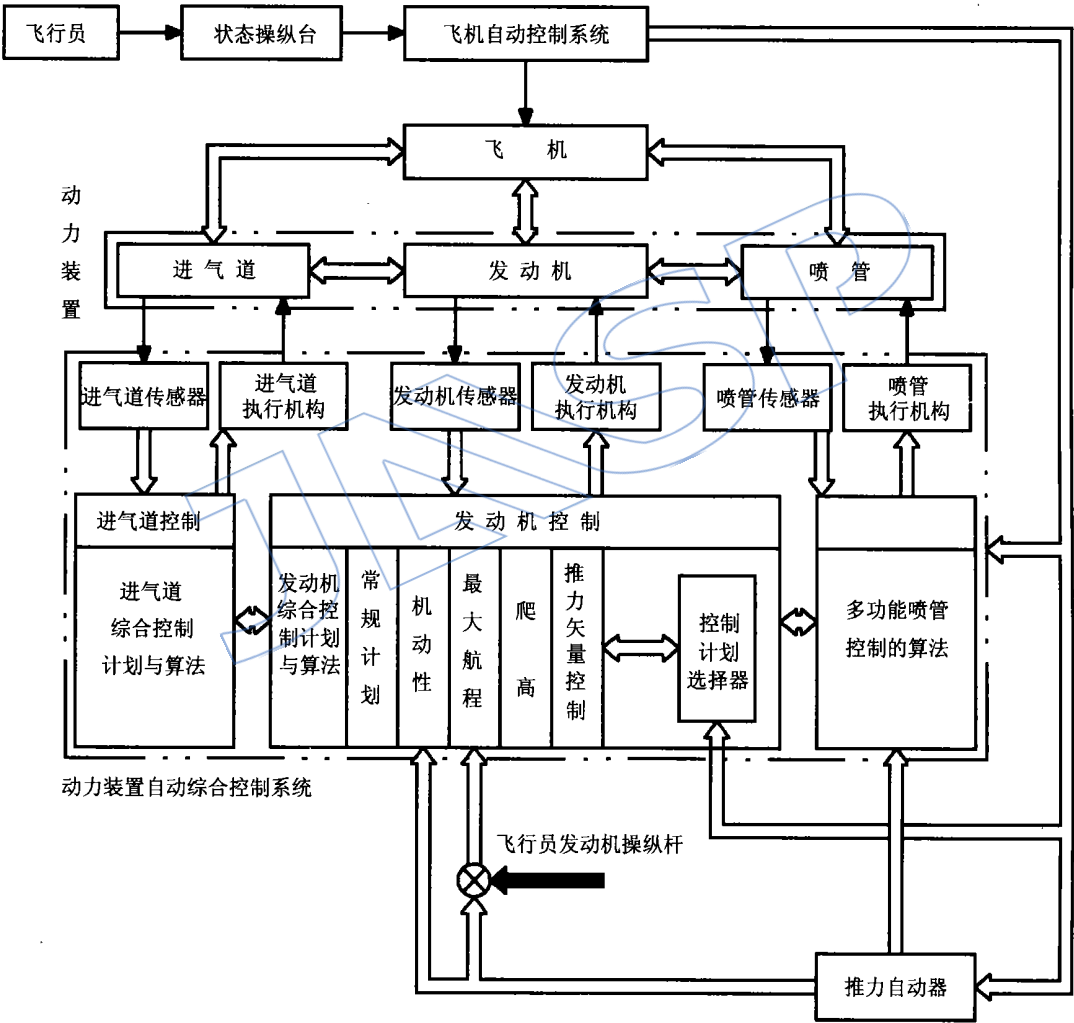


图 3 飞/发综合控制系统结构简图

Fig 3 Scheme of integrated aircraft/engine control

制计划, 自适应控制、性能寻优控制和各种先进的控制规律和算法, 同时也将大大加快了发动机综合控制系统的研制进程^[14~17]。在航空发动机工作参数已达到更高水平的情况下, 进一步提高动力装置性能的重要途径之一是实现动力装置与飞机

各系统的综合控制。从 80 年代以来, 美俄等技术先进国家就在多状态飞机动力装置的综合控制方面进行了深入的研究, 可以预测实现发动机综合控制可以充分发挥发动机的潜力, 大大提高飞机在各种状态下的飞行推力和飞行机动性^[18~21]。图

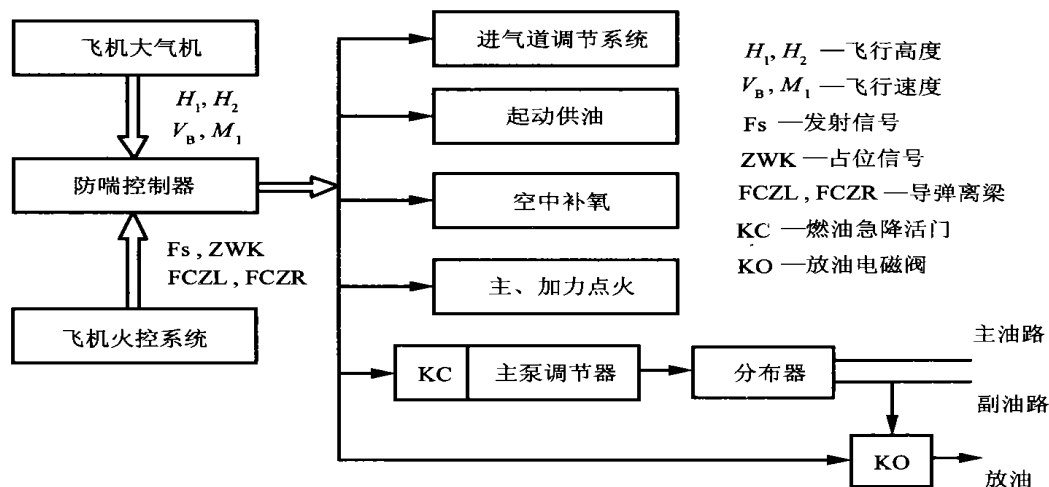


图 4 防喘系统的组成

Fig 4 Block diagram of a typical anti-surge control system

3 是一个发动机综合控制系统方案的方块图。

5 发动机防喘系统的现状和发展

军用航空发动机的防喘控制系统主要是针对飞机机动飞行和武器发射时防止发动机喘振和熄火而设计的^[22, 23]。在俄罗斯 ALF31Φ 发动机、PZ 33 发动机上都采用了防喘和消喘控制系统。近年来我国的军用航空发动机发展了数字式防喘控制系统, 并取得了较大的进展。

发射武器的防喘系统利用切油或短时断油、改变可变几何等办法, 短时提高发动机的喘振裕度, 避免由于进口温度畸变造成发动机进入不稳定工作的危险, 并能自动恢复到正常的发动机工作状态(见图 4)。消喘系统则利用喘振压力信号器提前感受压气机的喘振征候(失速信号), 自动控制发动机的切油或短时断油、改变叶片角度、喷管面积及进气道调节, 消除发动机的喘振。消喘控制系统的关键是研究可靠的喘振信号器和设计快速有效的防喘控制方案。目前喘振信号器有静压传感器和总静压差传感器, 也可用高响应的压力传感器通过高速采样、数字滤波后再用数控系统的专门程序来判断喘振征候。防喘控制方案的制定要针对具体的发动机, 通过在地面台架、高空模拟试车台、飞行试车台上进行逼喘试验, 经过分析找出最佳的防喘控制方案。在某型发动机的研制中, 通过大量试验, 寻找到了最佳的防喘控制规律——KC+KO 电磁阀阶梯式降油, 使系统承受发动机进口热扰动的能力达到较高的水平: 进口平均温升低于 $\Delta T = 90 \sim 97^\circ\text{C}$ 时, 能保证发动机稳

定工作; 进口平均温升高到 $\Delta T = 134 \sim 141^\circ\text{C}$ 时, 发动机会出现一次瞬间喘振, 但在热扰动结束后便被衰减掉, 随后发动机恢复到原始稳定状态。

为了提高发动机在各种严酷飞行条件下(恶劣气象, 大机动飞行, 发射导弹等)的工作可靠性, 军用航空发动机应该配备性能良好有效的防喘系统。该系统应同时具有预先防喘和主动消喘的两种功能。实践证明采用数字式防喘系统是优良的选择, 数字式防喘系统可靠性高, 编程灵活, 适应性强, 能实现复杂的控制算法, 比如在导弹发射的预先防喘中, 针对不同弹位、不同弹种和不同飞行状态, 采用不同控制规律和降油切油方法, 实现了全飞行包线范围内防喘控制的最佳化。可以预料在未来的 FADEC 系统中一定会将先进的防喘控制综合在数控系统之中。

6 发动机状态监视系统的现状和发展

发动机状态监视与故障诊断系统目前已成为世界航空科技发展的热点之一。随着发动机 FADEC 系统的发展, 发动机控制与状态监视系统的一体化设计成为现实和可能, 使发动机状态监视系统日臻完善, 从有限监视发展到扩展型监视和综合监视, 从半自动发展到全自动监视, 从独立设计发展到与飞机电子系统、发动机数控系统的一体化设计。随着航空发动机及航空数字计算机技术的发展, 发动机状态监视和故障诊断系统将向更高的水平发展。

发动机状态监视系统主要包括: 发动机重要

参数的采集、处理和存储; 发动机气路参数趋势分析和气路故障诊断; 发动机使用寿命监视; 发动机振动监视; 发动机滑油系统监视; 发动机控制系统的监视和故障诊断等。随着“视情维护”的发展需求, 监视的参数和故障诊断的要求也将不断扩展。国内根据外场维护的需要, 对现役的发动机和新研制的发动机都配置了不同的状态监视系统, 有的与飞参记录系统兼容, 有的配置专用的状态监视系统。如某型发动机的历程记录仪是一种发动机寿命监视的专用装置, 它能记录发动机总工作时间(TOT), 大状态工作时间(FPT), 高温工作时间(T4T), 高压转子主循环、次循环 1、次循环 2, 涡轮叶片蠕变/应力寿命消耗系数(HSF)等 7 个寿命参数, 以便监视发动机使用过程中的技术状况和关键构件的寿命消耗情况。目前我们研制了一种扩展的发动机状态监视系统, 它的硬件与发动机数字电子控制器采用一体化设计。正常工作时 A 机执行控制程序, B 机执行状态监视程序; 电子控制器 A 机故障时, A 机的控制功能由 B 机实现, 状态监视系统转换为最小工作模式, 即只在控制程序的时钟中断外时间里采集、存储监视参数, 并输送给飞参记录系统, 等着陆后供地面站用专用的发动机状态监视和故障诊断程序进行分析检查之用。

7 航空发动机控制系统的发展趋势

目前国内外研制新一代航空发动机控制系统的主要发展趋势是: 采用新的燃油泵系统和先进电子硬件, 提高 FADEC 系统硬件的可靠性; 采用先进的控制模式、控制算法, 并与其他机载系统(进气道控制系统、飞控系统、火控系统等)相综合, 以获得更好的系统性能和提高控制品质; 提高系统的使用寿命, 降低系统的研制和使用成本^[24, 25]。

7.1 改进供油系统的前景

近年来燃油供给系统研究工作的努力目标是降低对燃油污染的敏感性、降低燃油的温升 $20^{\circ}\text{C} \sim 30^{\circ}\text{C}$ 、减轻供油系统的质量 $1/3 \sim 1/2$ 、提高系统的可靠性和增加工作寿命。

采用离心式油泵替代齿轮泵和柱塞泵是目前研制的方向, 它可以减小系统对燃油污染的敏感性。离心泵在小流量时的效率低, 在供油量较小时会造成燃油温度升高, 解决这一问题的主要方向是调节泵的供油量。有两种方法可以实现: 调节泵

的转速或调节工作叶轮的几何参数。目前的研究首选方案是用电传装置带动离心泵, 难点是研制体积小重量轻的电传装置, 只有提高电传装置的单位功率, 才能在大供油量时有可接受的系统质量。

7.2 研制先进的电子控制器和分布式控制系统

目前航空发动机控制系统发展的技术基础是应用电子技术及其相关技术的最新成就来研究先进的电子控制器。首先是采用高集成度、耐高温的电子元器件, 构建智能化的控制系统, 系统中的部件之间用高速总线相连。到 2005 年之后, 电子控制器的电子器件工作温度可望达到 200°C 。

先进的分布式控制系统使用一系列智能化的高可靠性的子系统, 这些子系统的中央处理机实现复杂的控制规律和调度功能。系统的可靠性由硬件(数字电子控制器中的双余度电子通道、备份传感器、备份执行机构、余度总线、高可靠性的元器件、独立的燃油泵传动装置)、软件(抗干扰控制算法、发生故障时恢复信息和重构控制)、系统的内部自监视和自诊断等方面来保证。光纤传感器的研制也是分布式控制系统的关键技术之一, 采用光纤传感器具有更强的抗电磁干扰能力, 更高的精度和可靠性。

耐高温电子元器件、高速传输总线(传输速度大于 10^7 bit/s)、智能传感器和智能执行机构是构建这种分布式控制系统的基础^[26]。可以期望, 到 2010 年至 2015 年能研制出完全的分布式发动机控制系统。

7.3 研究制造未来发动机控制系统的先进技术和工艺

制造新一代的有竞争力的先进控制系统只有在具备配套的先进技术和新产品的条件下才有可能, 这些技术有:

- 耐高温达到 $150 \sim 350^{\circ}\text{C}$ 的高温半导体器件;
- 用作测量装置的高温光电技术;
- 以砷化镓为基础的集成电路, 比砷化硅的集成电路快 5 倍;
- 高速微处理器, 每秒运算达 1 亿次以上;
- 高单位功率的电传装置;
- 高性能的复合材料等等。

同时还应发展新的设计、分析和检查软件和硬件的相关手段和设备, 以及新的设计方法和新的生产工艺。

8 展 望

综上所述,近十年来国内外军用航空发动机控制系统的研究已取得了很大的进步,伴随我国航空发动机的自行研制过程,航空发动机控制系统的研制也已达到了较高的水平。目前我们应结合重点工程型号和预研工作的深入开展,赶上世界先进水平,并应有自己的独创之处,为提供高质量的航空发动机控制系统,建议从以下几方面多做工作。

(1) 继续努力开展 FADEC 系统的研制,加强可靠性研究和试验,特别应重视软件编程的可靠性和测试方法的研究。结合型号研制和预先研究工作加速 FADEC 系统的发动机台架试验和飞行试验。

(2) 重视各类先进燃油泵的设计与研制。任何先进的燃油控制系统都离不开先进的高性能的燃油泵。离心泵、齿轮泵、柱塞泵、汽心泵、旋板泵、组合泵等各有其特点,应力求具有重量轻、压力高、流量大、成本低和便于流量调节等优点。

(3) 加强计算机辅助设计和制造技术在燃油附件研制中的应用。这样可以达到产品设计、工装设计、工艺设计、加工编程等工作并行进行,能提高产品质量和缩短研制周期。

(4) 积极开展分布式控制系统和发动机综合控制系统的预先研究。未来的 FADEC 系统必将是高可靠性的分布式控制系统。为此必须开展智能传感器,智能执行机构,高速数据总线,光纤技术,多余度数字控制机,网络技术,数据通讯,先进的分布式控制软件等先进技术的预先研究工作,为未来先进的数控系统设计打下坚实的基础。

参考文献

- [1] Robert J May Jr. U S A F Gas Turbine Trends into the Next Century[R]. ISABE- 97- 7157, 1997.
- [2] 下个世纪战斗机发动机的控制系统[R]. SAERI 文集 941115, 1994: 108- 118
- [3] Corde J C. SNECMA M 88 Engine Development Status[R]. A S M E 90- GT- 118, 1990
- [4] 航空发动机设计手册(十五)[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999
- [5] 张绍基. 航空发动机数字电子控制发展方向[J]. 国际航空, 1989, 322: 43- 44

- [6] 张绍基. 英法航空发动机数字控制系统发展简介[J]. 国际航空, 1993, 354: 48- 50
- [7] 张绍基. 美国 FADEC 的研制和发展[J]. 国际航空, 1994, 382: 36- 38
- [8] 张绍基. 俄罗斯航空发动机的燃油控制系统发展简况[J]. 国际航空, 1995, 394: 48- 50
- [9] Thrust Vectoring Su-37 Demonstrates Agility[J]. Aviation Week & Space Technology, 1996
- [10] 计秀敏, 方昌德. 国外推力矢量技术综述[R]. 飞机推力矢量技术研讨会, 1997
- [11] 曲东才. 推力矢量控制技术发展及关键技术分析[J]. 航空科学技术, 2003, 76: 30- 33
- [12] Venkataraju K. A Digital Electronic Control Unit for a Core Engine[R]. ISABE 99- 7100, 1999
- [13] 刘爱萍, 姚华. 高推重比发动机全权限数字电子控制系统研制和半物理仿真试验验证[J]. 航空发动机, 2003, 29(1): 23- 26
- [14] Sokolov A Y. Intelligent Control Systems of Air Breathing Engines[R]. ISABE 99- 7103, 1999
- [15] Sun Bin, Zhang Jin, Zhang Shaoji. An Investigation of Artificial Neural Network (ANN) in Quantitative Fault Diagnosis for Turbofan Engine[R]. A S M E 2000- GT- 0032, 2000
- [16] Smith R H, Chisholm J D, Stewart J F. Optimizing Aircraft Performance with Adaptive Integrated Flight/Propulsion Control[R]. A S M E 90- GT- 252, 1990
- [17] Shridharadibhata. Propulsion Issues in Design of Integrated Flight and Propulsion Control System [R]. A I A A 94- 3610, 1994
- [18] 曲山, 邢家瑞. 飞机/发动机推力矢量综合控制方法的探讨[J]. 航空发动机, 2003, 29(1): 27- 30
- [19] Friedrich Schwamm. Advanced Fuel Metering for Aero Engines[R]. A S M E 2000- GT- 0041, 2000
- [20] Larkin L J, Philpott J. Implementation of a Multivariable Control[R]. A S M E 2000- GT- 0039, 2000
- [21] Dadd G J, Chan K K. Gas Turbine Mach Number Control with Simplified System [R]. A S M E 2000- GT- 0044, 2000
- [22] John R Gaston. Turbocompressor Antisurge Control, New Solution for an Old Problem [R]. A S M E 92- GT- 428, 1992
- [23] FfowcsWilliams J E, Graham W R. An Engine Demonstration of Active Surge Control[R]. A S M E 90- GT- 224, 1990
- [24] 聂拾耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐, 程振海译. 北京: 国防工业出版社, 1999
- [25] 古列维奇. 多状态飞机动力装置的综合控制[M]. 邢家瑞编译. 沈阳: 沈阳航空发动机研究所出版社, 1996
- [26] 徐志祥, 于丽杰, 杨敬涵, 等. 因特网、控制网与智能型传感器[J]. 测控技术, 2001, 20(2): 13- 15