

未来航空发动机控制技术的发展趋势

Development Trend of Aircraft Engine Control Technology

姚华 / 中航工业动控所

导读: 发动机控制系统在航空发动机系统中占有非常重要的地位, 其性能的优劣直接影响到发动机及飞机的性能。本文针对未来航空发动机发展对控制系统的要求, 分析了航空发动机控制技术的发展趋势。

关键词: 航空发动机; 主动系统; 智能控制; 分布式控制

Keywords: aircraft engine; active control; intelligent engine control; distributed control

0 引言

发动机控制系统从20世纪40年代简单的机械液压燃油控制系统, 经历初始阶段、成长阶段、电子阶段、综合阶段等4个过程, 现已发展到用于所有燃气涡轮发动机的全权限数字电子控制系统(FADEC), 各发展阶段特征如表1所示。FADEC从20世纪70年代开始, 已发展到第三代。

今后, 世界航空发动机技术将呈加速发展的态势, 将向高推重比、高速度、宽使用范围、高可靠性和适用性、低油耗、低噪声、低污染、低成本的方向发

展。为了不断满足发动机发展的需求, 未来控制系统的发展目标是提高性能、减轻重量, 耐恶劣环境、提高可靠性和维护性, 因此控制系统将向综合化和智能化方向发展。未来的发动机控制系统将超出推进控制的范畴, 而成为一种用于平衡推进控制要求、配电和管理要求以及状态监视系统的发动机管理系统。

1 未来航空发动机控制系统面临的的要求和挑战

发动机控制系统的目标是在整个飞行包线内提供可靠和稳定的工作, 但

随着飞机对推进系统提出了更多其他的要求, 要实现可靠而稳定的控制正变得越来越困难。

未来军用飞机的任务要求将会更高, 例如, 要完成远距离高速低空突防、拦截、攻击、格斗、空中加油和电子对抗等任务, 将使飞机各子系统的复杂性不断增加。未来的民用飞机发动机要求能以低的成本提供超低的污染和高的效率, 同时能保持目前的可靠性和适用性水平。为了满足上述要求, 航空发动机将设计得更加复杂, 可调节的部位越来越多, 发动机输入和输出参数的数量在不断增加, 控制变量将从10~12个增至20多个, 要求控制器有更强的计算能力、逻辑功能和更高的控制精度。

高强度的飞行任务要求和高性能的发动机必将导致控制系统工作环境的进一步恶化。持续的高超声速飞行和更高的发动机工作温度使发动机控制系统的工作温度达到650℃, 飞机结构大量采用的复合材料也使控制系统的电子辐射和核辐射环境日益加剧。因此, 未来航空发动机控制系统的发展面临巨大的挑战和更高的要求。

表1 发动机控制发展过程

起步阶段 1950年以前	成熟阶段 1950—1969年	电子化阶段 1970—1989年	集成化阶段 1990至今
液压机械的主燃油控制 电子加力燃烧室控制	电子监控控制	机械液压控制器备份 统一的燃油控制 第一代FADEC 第二代FADEC 故障代码记录	机载发动机诊断系统 第三代FADEC

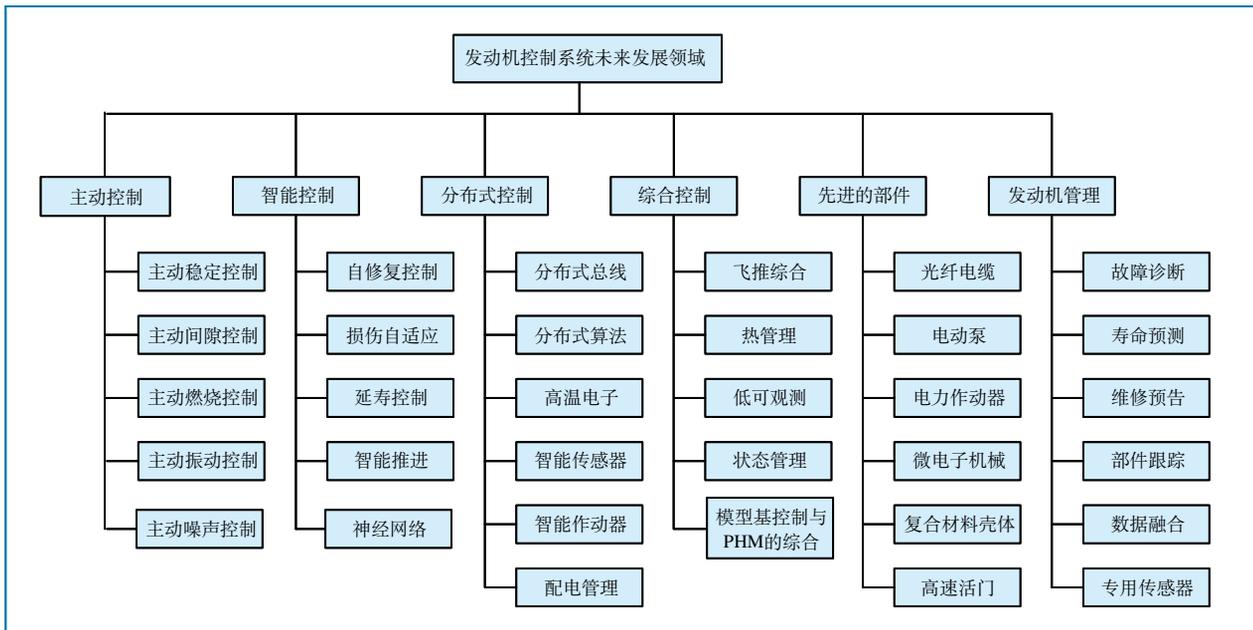


图1 航空发动机控制技术的重点发展领域

2 未来航空发动机控制技术的发展趋势

未来,航空发动机控制系统将向主动控制、智能控制、分布控制和减轻控制系统重量的方向发展,将发展机载实时的发动机模型,采用先进的控制逻辑和设计方法,并且发动机状态监视系统将和发动机控制系统实现更好的融合。通过采用电动的燃油泵、作动器系统和先进的电子硬件,提高FADEC系统硬件的可靠性;通过采用先进的控制逻辑和设计方法,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,获得更好的系统性能和提高控制品质;同时,控制系统的寿命将提高,以降低系统的研制和使用成本。图1给出了未来航空发动机控制技术的重点发展领域。下面简单介绍其中部分技术。

2.1 主动控制

压气机、燃烧室、间隙和振动的主动控制可提高发动机的性能、耐久性和生存性。主动控制技术可使高载荷的涡轮机械达到更高的推重比;提高高涵道

比和部件效率,最后减少耗油率;减少/消除设计的反复,增强核心机的多用途,降低发展和生产成本;主动控制技术还提供部件状态的诊断/监视信息,避免了失效,从而降低维修成本。

1) 主动稳定控制

压气机的气动稳定性直接制约了燃气涡轮发动机的稳定工作范围。传统的失速控制方法为被动控制,其核心思想是保证发动机的工作点有足够的喘振裕度。但在工程应用中无法准确测量发动机的稳定裕度,也无法采用模型准确估算出喘振裕度,因为发动机进气场畸变、发动机老化及制造偏差等因素都会使喘振边界更加靠近发动机工作点。这就使得设计的喘振裕度在大多数情况下无疑是过于保守的,极大地牺牲了发动机推力、效率及飞机的机动性能。主动稳定性控制是通过预先探测即将发生的喘振与失速,即在刚出现失速征兆时就采取措施,如在失速先兆发生的初期向流场中主动加入反相扰动或调整放气量、燃油流量和导叶角度等,抑

制失速现象的产生和发展,从而达到控制失速的目的,使压气机始终处在最佳的状态,从而提高压比和发动机的性能(图2)。

2) 主动间隙控制

近年来,随着现代飞机对高机动性能、高可靠性能要求的不断提高,人们对发动机的性能及效率的利用要求也明显提高。为了提高发动机的性能,人们试图挖掘其更大的潜力,其中之一就是要尽可能地减小叶尖间隙。叶尖间隙是指发动机转子叶片和机匣的距离,它对发

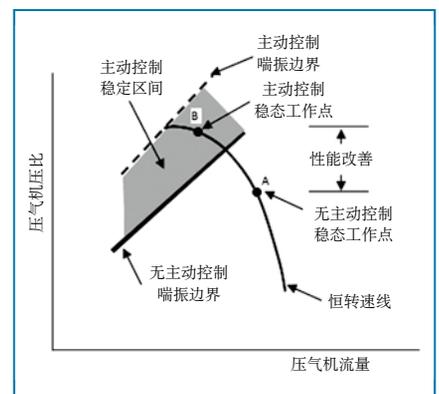


图2 主动控制示意图

动机的性能有很大的影响。叶尖间隙过大会使发动机的性能降低,而间隙过小,又很可能引起叶尖与机匣的碰撞或摩擦,严重危害发动机的安全,甚至导致严重的事故。叶尖间隙对压气机效率、涡轮效率、发动机功率和油耗影响极大。因此,叶尖间隙主动控制及动态测量与监控是改善发动机性能的关键技术之一,研究并解决这一难点对航空发动机性能的提高具有极其重要的意义。

主动叶尖间隙控制技术的执行机构目前主要有3种:主动热控制、主动机械和主动气(气压)控制。热控制通过低温气流对机匣外表面进行冷却,这股冷气可以是大气或压气机的引气。机械式主要是通过特殊装置,改变机匣的变形,从而达到控制叶尖间隙的目的。

主动叶尖间隙控制技术从控制回路来说又可以分为闭环叶尖间隙主动控制和开环叶尖间隙主动控制。其中,闭环叶尖间隙控制利用先进间隙传感器,测出某工况的间隙值,用反馈控制回路控制间隙的最佳值;开环叶尖间隙主动控制通过找出叶尖间隙变化的准确规律,当发动机工况改变时,用机载计算机算出此时间隙大小,及时调整外部所需空气量,进行最佳间隙的控制。图3所示为在不同的发动机工作条件下,在没有叶尖间隙控制时和有主动间隙控制系统时典型的高压涡轮叶尖间

隙的变化。

3) 主动燃烧控制

随着航空运输业的飞速发展和人们环保意识的不断增强,飞机产生的噪声和污染对人类和环境产生的影响越来越受到关注。所以主动燃烧控制(ACC)已经成为提高燃烧室性能、降低排气污染的关键技术之一,通过快速改变燃烧的输入实现对燃烧行为的调节。例如,它可以定时地喷入燃油,而不是根据需要被动地对流场进行空间结构的改变。由于定时调节比被动控制的几何改变更简单,因此ACC有更好的灵活性,可改善发动机的性能,提高燃烧的效率、降低耗油率和减少形状因子(出口平面温度剖面),同时可降低污染排放、扩大工作包线并减少燃烧室的体积。图4所示为一种典型的主动燃烧控制的实验装置。进入燃烧室的流速是固定不变的,4个自动的喷射器用作执行机构来周期性地喷入空气/燃油团到燃烧室中,产生与不稳定压力振荡相位相反周期性的附加加热。除了一个压力传感器,还使用一个光电倍增器作传感器来测量自由基的火焰辐射。控制器控制二次燃油喷射的相位延迟和流速。该研究表明,一个合适相位的3%附加燃油将减小压力谱幅值达12dB,声波能量处在0~400Hz范围内,减小了18%。

2.2 智能控制

未来的发动机控制将向智能推进控制的方向发展。智能控制是将人工智能的方法引进发动机控制系统,模拟人的智能活动进行控制与信息传递过程的控制规律,其核心是控制决策,采用灵活机动的方式迫使控制向期望的目标逼近。智能推进控制系统包括智能自修复控制技术、损伤自适应修复控制技术、延寿控制技术、自主推进系统技术等多个方面,分别介绍如下。

1) 智能推进系统技术

这种技术是在早期的性能寻优控制(PSC)与智能发动机控制技术(IEC)的基础上发展而来,其核心思想是针对发动机对象的非线性或智能预测控制,其内容包括稳态性能控制(如巡航时最小油耗控制)与动态性能-延寿控制(如机动飞行大推力需求,起飞时最小涡轮前温度需求)两类,这种控制技术必须以机载实时模型为基础,即该项技术为模型基控制。目前,用于故障诊断或预测控制的机载实时模型可为神经网络或其他的智能非线性实现映射结构,图5是智能推进控制系统结构原理。

2) 智能自修复控制技术

这种控制技术可通过在线故障诊断使得具有双发结构飞机推力输出始终保持一致,从而可以消除双发由于制造公差或使用期退化造成的性能差异

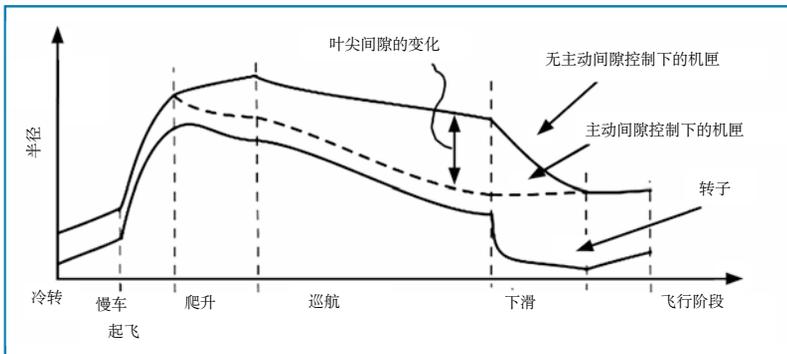


图3 高压涡轮叶尖间隙在飞行过程中的变化

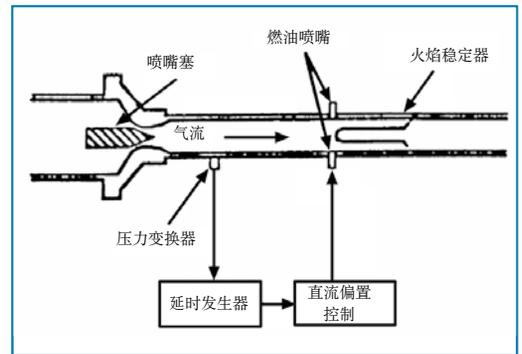


图4 主动燃烧控制的实验装置

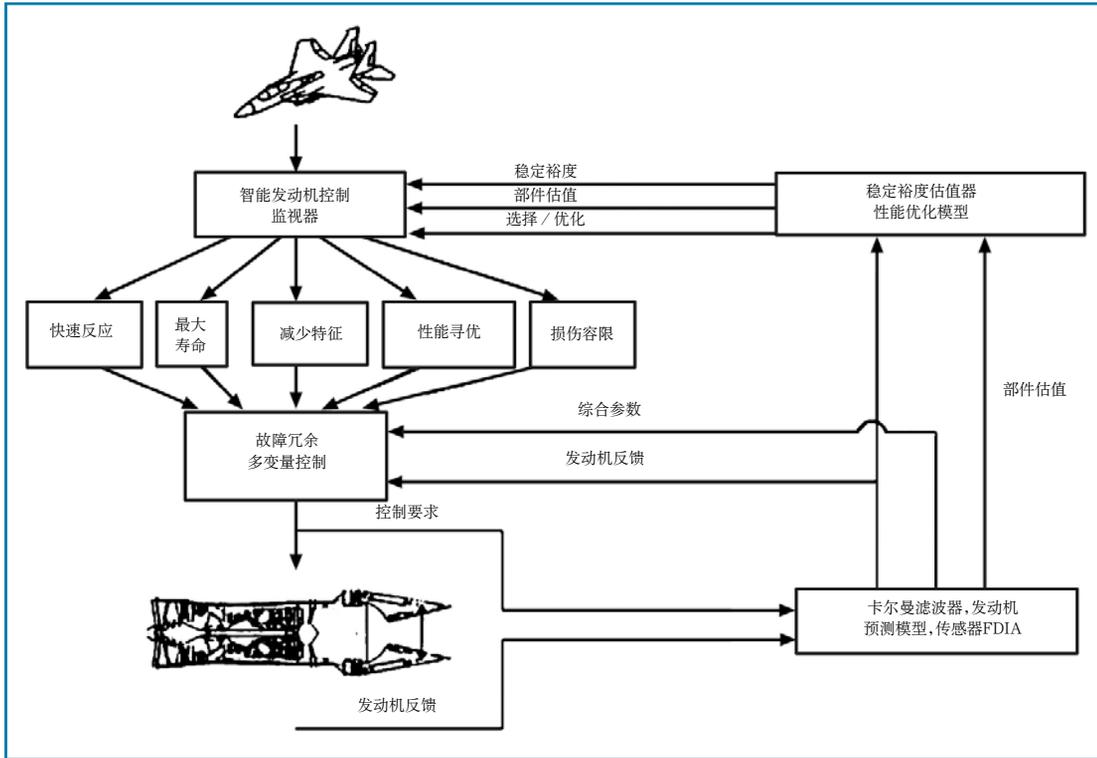


图5 智能推进控制系统结构

对飞控的消极影响。智能自修复控制中必然会采用发动机系统不可测退化或推力等性能参数的实时估计,因此可行的方案仍然要采用神经网络、支持向量机等非线性智能动态映射技术。此种控制方案也是基于机载模型的模型基控制方案,同时机载模型必须具有故障诊断与自适应能力,以适应双发制造公差及使用期内退化所造成的性能差异。

在发动机受到损伤的情况下,能够通过此控制技术判定受损发动机运行状况,并能采用推进系统自适应修复控制,确保飞机的安全降落等。由于发动机受损的判断十分复杂,采用智能决策技术是一种可行方案。

3) 延寿控制技术

传统的发动机控制以性能最大化为目的,而延寿控制(Life Extending Control)旨在设计出一种一方面提供可接受的发动机响应,另一方面又可以使零部件的损耗降到最低的控制系统。

从本质上讲,延寿控制为多目标控制,即在满足系统动静性能指标前提下,充分考虑发动机的寿命、安全等效能指标,如在发动机由慢车到全加力过渡过程中,在快速提高发动机推力同时,保证涡轮前温度上升平缓,通过略微降低过渡过程中的峰值温度,就能增加重要零部件的寿命,显而易见,此种控制思路把闭环系统短时指标与长效指标相结合,图6是一种延寿控制方案。由于推进系统本身的多维、非线性以及工作条件的复杂多变性,所采用的多目标控制必然要采用非线性控制方法,而就目前控制理论发展水平而言,非线性控制最可行的实现途径就是智能处理方法(如模糊控制、神经网络控制等)。

2.3 分布式控制

目前的发动机控制系统都采用集中式FADEC结构。控制系统复杂性的增加导致FADEC要完成的功能爆炸性的增长,FADEC的重量、外形尺寸都大大增加,使得FADEC中的软件庞大而复杂,软件的可靠性下降。另外,在集中式控制系统中,传感器、伺服装置、执行机构相距很远,都用双绞线或三绞线连接到控制器,因此,导线、连接器和接头的

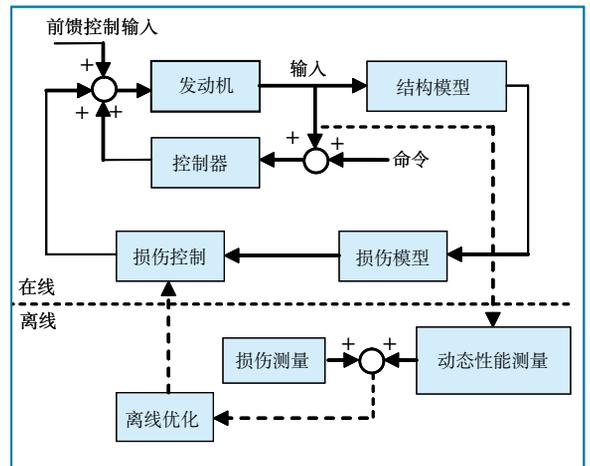


图6 延寿控制

重量占很大比例。当前控制系统约占发动机总重量和总成本15%~20%，进一步增加控制能力使得控制系统占整个发动机重量的比例越来越大，将导致发动机的控制系统在研制、维护和后勤保障方面的高成本。

未来控制系统将是高度分布式控制系统，它由FADEC和多个智能装置组成，中央处理器和各智能传感器、智能执行机构组成了一个局域网。中央处理器与智能传感器、智能执行机构之间通过数据总线进行通信，而不是集中FADEC的中央处理器、执行机构之间的点对点连接，图7是集中控制系统与分布式控制系统的结构对比。

采用分布式控制系统可以使控制器体积减少50%，从而减轻重量并提高发动机的推重比，通过采用智能传感器和智能执行机构来提高传感器系统精度并获取更多系统信息，通过适应系统退化影响及故障隔离来增加系统可用性，通过功能模块化和标准化来创建发动机标准组件和通用测试平台，从而减少设计、生产、装配和试验成本，减少定期维修次数，备件减少，退化减弱和训练减少，缩短发动机寿命周期费用。采用一系列功能组件，通用接口、系统实现与系统功能相分离的方法，减少发动机控制系统设计周期。

分布式控制系统涉及到许多关键技术，包括分布式总线、智能传感器、智能作动器、微电子机械等，但最主要的是高温电子技术，由于智能部件安装在航空发动机恶劣环境中，分布式控制系统的全面应用有待于高温电子技术的突破。

2.4 先进的部件技术

1) 部件的减重技术

目前，发动机控制系统的重量大约占发动机重量的15%~20%左右，因此，要减轻发动机的重量，提高发动机推重比，减轻发动机控制系统的重量是重要的途径之一。控制系统的减重对象是油泵和变速箱、作动器、计量部件、导管、电气配线、电连接器和外罩。方法是用重量轻、强度高的复合材料部件取代金属材料的部件，用热塑性材料制造电连接器和外罩、用光纤电缆替代金属导线、改进封装和大量采用超大规模集成电路减轻中央处理器的重量，采用电动机和电作动器减少机械传动件和金属导管；采用先进的机械部件设计技术减轻重量。

减轻燃油泵重量的主要途径是采用复合材料，如泵的壳体（进出口机匣和安装边）、扩压器环和叶轮等元件。可能使用的复合材料包括：耐高温、强度高的高环氧树脂；集抗化学腐蚀、耐高温

和耐火等优点于一身的热固材料聚酰亚胺；耐高温热塑性材料聚醚酮等。燃油泵采用复合材料后取得的减重效果明显。

国外正在研究采用先进轻质材料和先进系统（分布式、光纤、电驱动泵）大幅度减轻控制系统的重量和体积，最终目标是使系统重量减少50%。

2) 电动燃油泵和电力作动器

由于传统的机械驱动燃油泵供油量都大于需油量，多余的燃油必须通过旁路通道放回进口口，功率损失很大，影响了发动机的性能，而且燃油温升很高。燃油泵可根据发动机的需要调整转速，提供发动机所需的燃油量而无需燃油的流回，这样可达到简化热管理问题，并减轻了系统的重量，降低了系统的复杂性，使供油量和需油量基本平衡，提高了燃油泵的效率。目前，国外已在发动机上验证了这项技术。燃油泵中的一个双通道电子控制器通过数据总线获取燃油流量的需求信息，然后调节燃油阀的位置到所要求的燃油量。未来的燃油泵将向一体化的燃油泵、变排量燃油泵的方向发展。

传统航空发动机所采用的液压作动器始终存在泄漏的问题，因此当作动器的性能下降时，总是难以判断是不是由泄漏造成的。采用电力作动器则很容易进行故障识别，因为发电机和功率电子设备都传递自己的信号。此外，传统液压机械作动器的拆除非常麻烦，非常耗时，需要有经验的维修人员执行操作，并需要地面保障设备的支持。而电力作动器的拆除非常简单，只需断开电路，拧下与作动器连接的螺栓即可。

电力作动器的发展目标是取代液压作动器，电力作动器的好处是改善可靠性和维护性，最终可减少寿命期成本。电动燃油泵和电力作动器都是多电

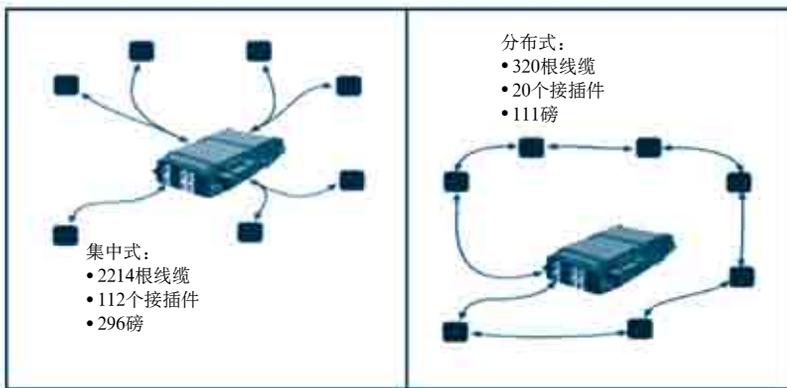


图7 集中控制系统与分布式控制系统

发动机的重要部件之一。发动机的作动器和燃油泵采用电力驱动后,可大大改善发动机的结构,减少发动机的迎风面积,减少发动机的安装直径,从而减小飞机的阻力。

3) 高速活门技术

涡轮发动机需要数量众多的机械式和电动式工作活门,现在的活门技术响应速度慢,主动控制技术要求活门装置要具备更高的响应频率(500~1000Hz),能够在低功率下工作且体积要更加小巧。现在研制中的SOA活门主要使用3种驱动技术:电磁技术、压电技术和磁致伸缩技术。

采用电磁技术驱动的活门通过使用包括电动机、电磁阀在内的各类开关驱动装置和线性电动机来控制活门,其最大频宽一般在400~500Hz,但是其重量和产生的电势会受到设计尺寸的限制。

采用压电技术驱动的活门主要采用锆钛酸铅等合成陶瓷材料制造而成。此类活门在受电力驱动时,其作用相当于一个电容,外加电势产生的张力能够对其进行机械驱动。与其他技术相比,压电技术的优越性在于具备高电势、高共振频率和没有活动部件。

采用磁致伸缩技术驱动的活门多用金属间化合物制成,主要成分是铈镧铁磁致伸缩合金。活门工作原理以应力和外加电磁场之间的联系为基础。磁致伸缩材料与压电材料类似,都能够产生较高的应力和电势。

2.5 发动机管理技术

武器装备的嵌入式诊断技术正在从过去单纯的电子/航电系统的BIT/BITE和结构/机械设备的状态监视向覆盖装备所有重要系统和关键部件的全面故障诊断、预测与健康管(PHM)方向发展演变。如F-22、F-35、EF2000战斗机及其发动机都不同程度地采用

了诊断、预测与健康管(PHM)技术,对提高飞行安全、减少维修人力、增加出动架次率、实现基于状态的维修(CBM)和自主式保障发挥着重要的作用。

PHM将利用静电传感器和其他传感器组成的一套完善的传感器来监测产生的碎屑、振动、叶片健康和滑油质量等参数。这组传感器将持续监测大约500个数据流,并通过一种嵌入式诊断推理机进行自动故障诊断、剩余寿命预测、维修预报,这些数据流将与飞机的PHM系统综合,通过卫星链路提前通知基地发动机的健康状况,从而提高发动机的可用性和经济可承受性。PHM需发展的技术包括机载监视和管理技术、数据融合(预测维修)、裂纹检测、关键部件的跟踪技术等。

3 结束语

控制系统在航空发动机系统中占有非常重要的地位,其性能的优劣直接影响发动机及飞机的性能。发达国家都将其作为航空技术中的一个重要方面,花费巨资(大中型发动机控制系统占发动机研制费用的15%~20%,小型发动机控制系统占发动机研制费用的15%~30%)进行研究,航空发动机控制技术已经成为发动机专业领域的一个重要分支,在发动机的发展中占据越来越重要的地位。

AST

参考文献

- [1] Link C J, Sanjay G. Propulsion control technology development in United States[R]. NASA TM-2005-213078.
- [2] Day I J. Stall inception and the prospects for active control in four high speed compressors[J]. ASME J. of Turbomachinery, 1999, 121: 18-27.

[3] Umeh C O, Kammer L C, Barbu C. Active combustion control by fuel forcing at non-coherent frequencies[C]. Montreal, Canada: Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air, May 2007.

[4] Adibhatla S, Gastineau Z. Intelligent Engine Control(IEC)[C]. AIAA-92-3484, 28th Joint Propulsion Conference, July 1992.

[5] Jonathan S L, Donald L S. A survey of intelligent control and health management technologies for aircraft propulsion system[R]. NASA TM-2005-213622.

[6] Adibhatla S, Lewis T. Model-based intelligent digital engine control [C]. AIAA-97-3192, 33rd Joint Propulsion Conference, July 1997.

[7] Culley D E, Thomas R, Saus J. Concepts for distributed engine control[C]. AIAA 2007-5709, 43rd Joint Propulsion Conference and Conference and Exhibit, 8-11 July 2007.

[8] Wick D G. Realizing distributed engine control subsystems through application of high temperature intelligent engine sensors and control electronics[J]. SAE TRANSACTIONS ISBN:0096-736X, 2000, 109(3).

[9] Jaw L C, Wu D N, Zhou G A, Bryg D J. A high-gain actuator for active flow[R]. AIAA-99-2128, June 1999.

作者简介

姚华,中航工业发动机系统技术首席专家,航空动力控制系统研究所副所长、总设计师、研究员,长期从事航空发动机控制系统重点型号及预先研究工作。