

智能推进：NASA 推进控制研究进展

苏承毅 祝京 李岩

摘 要 介绍美国航空航天局(NASA)格伦研究中心围绕智能推进理念,在主动控制、基于模型的控制和健康管理、分布式控制等领域进行的大量研究工作。智能推进旨在提高推进控制系统的智能化程度,采用更先进的建模仿真和控制技术,对抗恶劣工况、部件老化等对发动机性能造成的不利影响,使发动机在大空域、宽包线和长寿命期内保持最优工作性能。同时,智能推进还将延长推进系统工作寿命,提高安全性和可靠性,降低全寿命周期的使用维护成本。目前,基于模型的控制和健康管理已有多项关键技术通过飞行试验验证,技术成熟度已达到7级。主动控制和分布式控制还处于概念设计和实验室研究阶段,预计在2020年左右技术成熟度达到6级。智能推进将成为下一代航空航天推进系统的重要理念和核心支撑技术。

关键词 智能推进 基于模型的控制 健康管理 主动控制 分布式控制

引 言

NASA 格伦研究中心是航空航天推进系统前沿领域的重要研究机构。格伦研究中心在先进推进技术的研发过程中,围绕智能推进理念开展了大量研究,旨在实现推进控制系统从数字化到信息化智能化的升级,以大幅提高未来推进系统的可靠性和经济可承受性。

1 智能推进概况

航空航天推进技术经过几十年的迅速发展,由于设计、材料和机械加工等因素的制约,逐渐进入瓶颈期。一些突出问题包括:系统在设计工作点拥有较优性能,但在偏离工作点后性能迅速下降,无法适应大空域、宽包线工作要求;系统复杂度增加

导致设计、制造难度和使用维护成本的迅速增长;高速、高温、高压和振动等严酷工况对推进系统可靠性造成严峻挑战。20 世纪末以来,信息技术的高速发展为解决这些问题提供了重要途径。通过现代信息技术与传统推进技术的深度结合,实现推进系统的智能化,能大幅提高推进系统性能和可靠性,同时降低全寿命周期成本。在这一背景下,智能推进成为美国通用的经济可承受的先进涡轮发动机(VAATE)计划的三大研究内容之一^[1],并获得北约技术研究组织成员及航空航天行业的大力响应^[2]。

智能推进的核心理念可以总结为:以主动控制提高部件效率,以基于模型的控制和先进诊断预测提高可靠性和寿命,以智能传感器和智能执行机构实现自适应容错的分布式控制架构^[2]。格伦研究中心作为引领该领域研究的核心机构,十年来与院校、企业合作开展了大量项目,公开发布了大量研究成果^[3-9],成为行业风向标,具有前瞻性和代表性。国内现有关于智能推进的文献^[10-13]或者成文时间较早,或者侧重阐述其概念和关键技术,本文侧重于介绍该领域的具体应用方向和最新研究成果。以下从主动控制、基于模型的控制和健康管理、分布式控制三个方面分章节进行介绍。

2 主动控制

许多推进系统部件只有在设计工作点具有较优的性能,在偏离工作点后工作性能急剧恶化。比如压气机和涡轮的叶尖间隙过大将降低工作效率,不匹配的来流条件可能导致进气道的流场畸

本文 2016-05-21 收到,苏承毅系北京动力机械研究所工程师,祝京系北京宇航系统工程研究所工程师

变和附面层分离。严重的偏离甚至可能危及系统安全,比如超声速进气道不启动、压气机的失速和喘振、燃烧室贫油燃烧时的热声耦合振荡等。传统设计采用被动控制方法,通过更改尺寸、增加特殊结构等设计方法减轻上述不利影响,但往往以牺牲工作点的性能为代价。主动控制是相对被动控制而言的,其思想是根据部件的实际工况在局部进行反馈调节,不仅不需要牺牲设计工作点性能,还将大大拓宽各部件的工作范围,进而大幅拓宽发动机的工作范围。

可以认为,已经在航空燃气涡轮发动机中使用多年的可调进口导流叶片/静子叶片和可调尾喷管是推进系统主动控制之滥觞。现在,主动控制思想已经与几乎所有发动机部件结合,如图1所示。

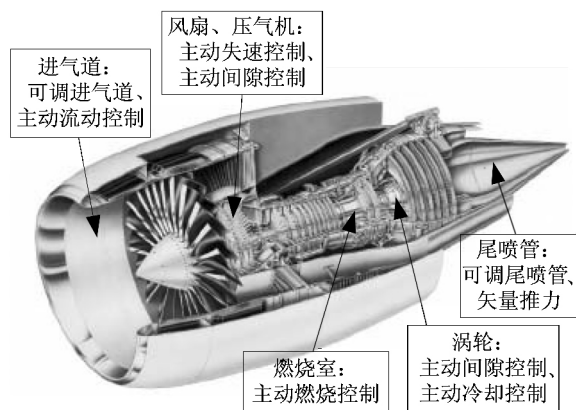


图1 主动控制在发动机各部件中的应用

格伦研究中心开展的研究包括:

1) 主动进气道控制

传统的进气道设计只能工作在特定的来流马赫数、攻角和侧滑角范围才能获得理想的性能。尤其是超声速、高超声速进气道,只能工作在较窄的包线内,来流条件不匹配或者上下游的扰动都可能导致激波溢出,造成进气道不启动、发动机失去推力的严重事件。主动进气道控制是通过机构调节进气道几何型面,或者通过放气阀调节扩压段/隔离段背压的方式,调节激波位置。格伦研究中心与波音公司合作开展了超声速几何可调混合压缩进气道研

究,开发了进气道动态模型和多变量控制系统,能够抑制进气道不启动,在不启动时再启动,并将进气道流场畸变最小化。该研究已经完成缩比进气道模型的风洞演示试验^[14]。此外,格伦研究中心在高超声速组合循环发动机大尺寸进气道模态转换试验CCE-LIMX项目中,研究采用放气阀调节激波位置,如图2所示。基于多种控制算法进行设计并进行了性能比较^[15],目前正在进行第三阶段控制闭环的风洞试验^[16]。

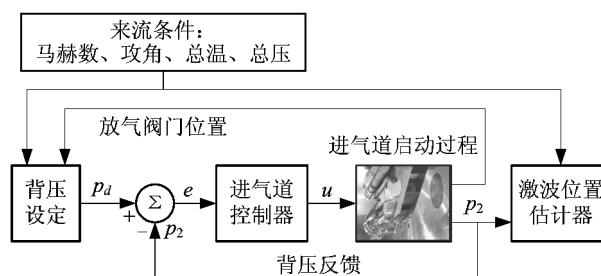


图2 CCE-LIMX项目主动进气道控制系统

2) 主动失速控制

压气机的空气流量与转速不匹配时(流量过低或转速过高),压气机转子动叶攻角过大,叶面或叶背发生气流分离,导致压气机失速或喘振,可能造成发动机损坏,甚至危及飞行安全。为避免发生失速和喘振,压气机工作时需根据最坏工况及考虑发动机老化等所有不利因素,保留15%~30%的失速裕度,效率损失较大。压气机级间放气阀和可调进口导流叶片/静子叶片能一定程度上起到防喘和退喘作用,但主要是开环调度和应急保护措施,其中放气还会带来额外的性能损失。为减少不必要的失速裕度,提高压气机工作性能,格伦研究中心与麻省理工大学等合作研究了基于高压气流喷注的主动失速控制方法,如图3所示。

该方法以高频压力传感器捕捉压气机接近失速点时的高频压力波动作为失速先兆信号,通过高频气流喷嘴向压气机注入高压气流,抑制流场畸变。该项目研制了450 Hz带宽的高频气流喷嘴,完成了压气机演示实验,可以使压气机流量较原设计点降低11%仍保持稳定工作,提高了部件效率^[14]。

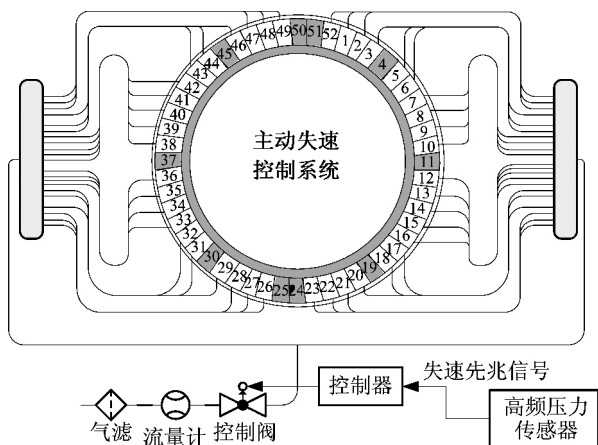


图3 基于气流喷注的主动失速控制系统

3) 主动间隙控制

压气机和涡轮的动叶叶尖与机匣之间存在一定的间隙。在加速过程中，由于叶片受热膨胀比机匣快，此时间隙最小。按照加速过程中不发生叶尖与机匣摩擦来设计间隙裕度，使得发动机在巡航状态间隙过大，降低发动机性能和缩短寿命。以大涵道比涡扇发动机为例，如能将涡轮叶尖间隙降低0.25 mm，单位推力油耗将降低1%，涡轮出口温度将降低10℃。另一方面，随着涡轮部件的老化，这一间隙也会越来越大，进一步降低发动机性能。主动间隙控制通过对间隙的实时测量，闭环控制机匣位置，能有效减小叶尖间隙，如图4所示。格伦研究中心通过机理研究建立了叶尖间隙动态变化的精确模型^[17]，比较了基于高温记忆合金、压电陶瓷和液压伺服系统三种执行机构方案，确定基于高温记忆合金的执行机构为优选方案^[4]。

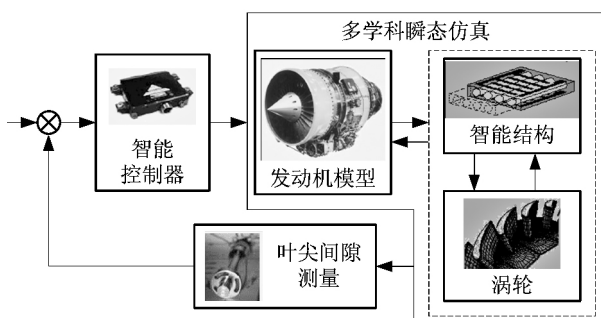


图4 主动涡轮间隙控制系统

4) 主动燃烧控制

在贫油燃烧时，燃烧室可能发生释热过程与声波耦合导致的压力振荡，使燃烧处于不稳定状态，甚至熄火。为了抑制热声耦合振荡，扩展贫油稳定工作范围，格伦研究中心研究采用高频燃油调节器调制燃油流量，使燃油流量与压力波动相位相反以抑制燃烧室压力振荡，如图5所示。目前已经开发出基于磁致伸缩、悬变凹槽和压电效应的多种高频燃油调节器，工作带宽可达1 Hz，并已完成燃烧室台架试验验证，试验结果证明该方法能有效抑制燃烧室压力振荡^[18]。

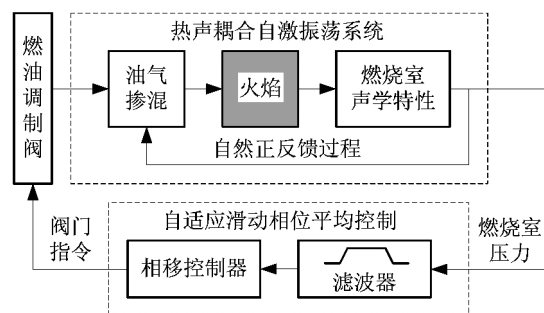


图5 基于燃油相位调制的主动燃烧不稳定控制系统

上述研究大多还处于实验室研究阶段，制约其发展的主要技术瓶颈是耐高温、宽频带的智能传感器和执行机构。耐高温是由于在发动机部件局部形成的主动控制回路非常接近发动机本体；宽频带是由于主动控制的对象往往是高频的气动热力过程；智能是因为需要在部件局部形成控制闭环，需要具备数据采集、信号处理、控制运算和通信能力。

3 基于模型的控制和健康管理

基于模型的控制和健康管理，是在推进控制系统中实时运行高精度自适应发动机模型，利用模型估计发动机内部各种不可测量的状态参数，从而更好地对发动机进行控制和健康管理。该技术要求发动机模型具备高精度和实时性，因此对控制器的运算性能有很高要求。过去因为航电设备运算能力有限，只能在线运行计算量较低的分段线性化状态空间模型。计算机技术的持续飞速发展使在线实时运行复杂高精度发动机模型成为可能。

格伦研究中心基于这一设计理念,根据不同应用需求开展了多个项目,包括:

1) 自适应发动机模型

传统的发动机基线模型与真实发动机之间往往存在较大差异,一方面是制造装配公差,另一方面是发动机使用过程中部件老化、磨损和变形等导致的性能退化。格伦研究中心采用健康参数描述真实部件与标称部件特性的差异,根据传感器测量值估计健康参数变化,使在线模型能自适应跟踪发动机的性能变化。针对传感器数量少于待估计健康参数导致的系统不可观问题,研究人员 Simon 等提出通过线性变换降维观测,再通过伪逆变换反解健康参数近似值的方法,经仿真分析获得了较好效果,已获得专利授权^[19-20]。通过自适应模型可以准确估计发动机推力、涡轮前温度和喘振裕度等不可测量的却又关于发动机性能与安全的重要参数,是基于模型的控制和健康管理研究的基础。

2) 自适应控制

传统的涡轮发动机控制设计需要保证发动机寿命末期的安全性,因此需要保留较大的裕度,导致发动机在全寿命期内的多数时间裕度过大,降低了发动机的性能与效率。格伦研究中心基于在线自适应发动机模型提出自适应控制方法,可直接控制发动机推力,并可根据发动机的实际健康状态调节控制器参数,实现个性化控制,最小化安全裕度,减少了发动机的性能和效率损失^[21]。

3) 延寿控制

发动机涡轮因工作在高温、高压和高转速条件下,容易因机械疲劳、热疲劳和蠕变等原因损伤、

变形,甚至断裂。发动机工作过程中对涡轮部件寿命影响最大的是加速过程,因为这一过程中的各项应力变化最为剧烈。适当减缓加速过程有助于降低涡轮损伤,然而适航认证对于发动机加速时间也有严格要求。因此,需要研究如何在有限时间内完成加速过程,并最小化对涡轮的损伤。格伦研究中心使用发动机性能模型、结构模型和损伤模型估计发动机加速过程中的损伤,由智能损伤控制器对损伤进行控制,如图 7 所示。该技术在 TFE731 发动机上完成了演示验证,初步分析通过延长涡轮寿命每台发动机每年可节约 1 ~ 2 万美元^[14]。

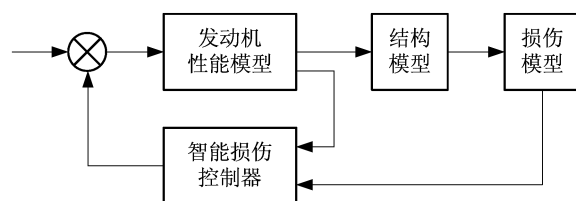


图 7 基于模型的涡轮延寿控制

4) 应急增强控制

飞行事故案例研究表明,当飞行器遇到紧急情况,比如气动舵面失效时,为了使飞行器安全返航,需要发动机提供更大的推力和更快的响应速度,以部分替代气动舵面的作用。然而,发动机推力超过额定推力将遭受涡轮超温的威胁,响应速度超过原有设计意味着发生失速和喘振风险。格伦研究中心针对这一问题提出基于风险评估的应急增强控制方法,通过在线自适应发动机模型评估发动机当前增大推力或加快响应的潜力和失效概率,既增强了发动机性能,又将风险控制在可接受的范围^[22]。

5) 健康管理

推进系统的健康管理包括状态监视、故障诊断与预测、维护计划与备件管理等。目前的发展趋势是从传统的定时维护、事后维护转变为视情维护,以提高发动机的可靠性和工作时间,降低全寿命周期成本。格伦研究中心的健康管理研究工作包括以下方面:提出了基于健康参数的气路部件故障诊断方法,基于卡尔曼滤波器组的传感器和执行机构故障诊断方法^[23],基于神经网络、专家系统的故障诊

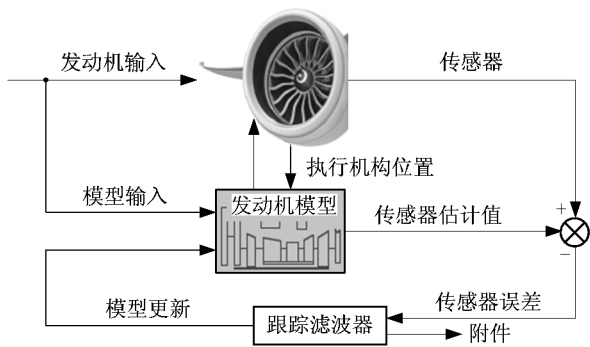


图 6 自适应模型及自适应控制

断、隔离与处置系统^[14] (如图8和图9所示); 研究了推进系统传感器布设的选择问题^[24], 推出了系统传感器选择测量软件 S4; 针对众多故障诊断算法缺少统一比较标准的问题, 推出了诊断算法比较基准软件 ProDiMES^[25]; 在 TEAMS 软件基础上开发了扩展可测试性分析工具软件 ETA, 可优化传感器布设, 提高系统可测试性和故障检测隔离能力^[14]。上述许多方法首先在火箭发动机中成功应用, 后又扩展到涡轮发动机应用中。

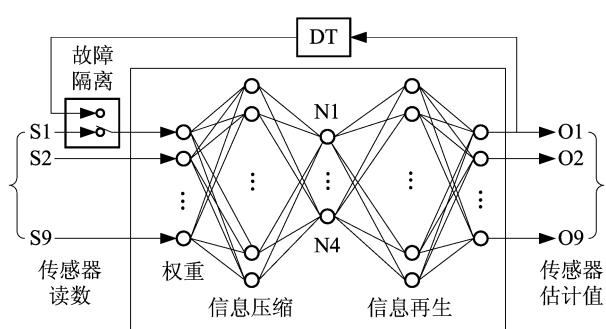


图8 基于神经网络的传感器故障检测与隔离

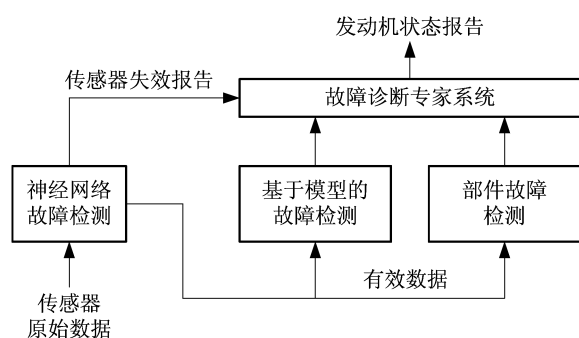


图9 故障检测、隔离与处置综合系统

基于模型的控制和健康管理是智能推进三个方向中进展较快的一个, 部分技术已基本发展成熟。格伦研究中心通过与通用发动机公司合作, 已于2015年完成自适应控制和健康管理技术的发动机地面试验和飞行演示验证, 达到技术成熟度7级, 预计将于2020年实现工程应用^[26]。

4 分布式控制

主动控制技术的应用和组合循环发动机的出
飞航导弹 2016年第10期

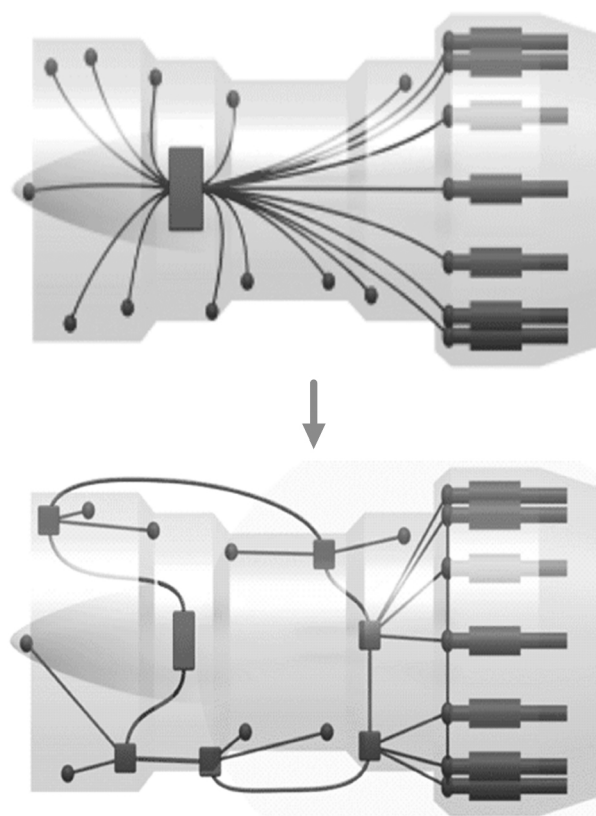


图10 从集中式控制架构到分布式控制架构

现, 使推进系统的传感器、执行机构数量大量增加, 线缆质量激增, 控制系统接口设计复杂。一旦出现更换控制部件、更改接口、器件停产等情况, 就需要重新设计、试验和认证, 成本高昂。基于模型的控制和健康管理算法复杂, 计算量大, 控制器体积增大且发热量大, 需要从原来高温狭小的发动机舱移出, 与飞行控制系统集成。这些原因使得原有的集中式控制架构设计已不适应未来推进系统发展的需求, 必须转为分布式控制架构, 如图10所示。分布式控制的核心思想是: 以通讯总线取代原有信号线束传输; 分散控制功能, 局部就近控制。分布式控制有利于控制软件和硬件的模块化独立开发, 能促进行业分工协作; 可加快系统研制进度, 降低设计、更改和升级的成本。分布式控制早已在工业生产和汽车领域普及, 在航空业的应用也是大势所趋。

格伦研究中心从以下几个方面对分布式发动机控制进行了研究:

1) 系统架构

为研究适合航空航天推进系统使用的分布式控制架构,需要进行系统级的比较研究,主要手段是建模、计算机仿真和硬件在回路仿真。格伦研究中心开发了基于 Matlab/SimulinkTM 的分布式控制仿真元件库;构建了分布式发动机控制仿真硬件平台,进行了不同架构、算法和总线的仿真分析比较;研究了网络传输错误、延迟、丢包对控制性能的影响,以及对控制算法鲁棒性的要求^[27]。

2) 网络总线技术

在分布式控制架构中,通讯总线将取代目前的分立线缆。格伦研究中心分析了推进系统通讯总线的拓扑、带宽和安全性等需求,比较了目前航空、汽车和工业领域已经存在的多种总线技术,确定了基于以太网的复合环形网络 BRAIN 和基于 RS485 的局域分布式网络 EADIN 为两种最优方案;研制了 EADIN 通信硬件模块,进行了硬件在回路仿真演示,如图 11 所示,开源发布了其通讯协议软件代码^[28]。

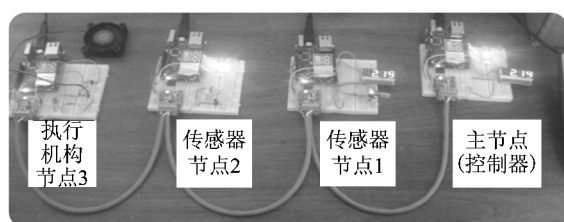


图 11 EADIN 局部分布式总线演示试验

3) 智能节点

分布式控制架构中,传感器和执行机构应具备数据采集、处理、控制运算和总线通讯的能力,称为智能节点。智能节点由于非常靠近发动机本体,有着严格的体积限制,还需要长时间耐受 170 °C 以上高温,使节点的电路和封装设计都面临巨大挑战。因此,格伦研究中心从两方面开展工作,一是在耐高温器件还不具备的情况下,采用常温器件按照体积要求设计了智能节点原理样机,进行功能评估;二是对环境较好,耐高温器件较为成熟的节点,比如高压压气机后 P3 高频压力传感器,如图 12 所示,进行了功能样机研制和高温考核试验并获得成功^[29]。

• 82 •

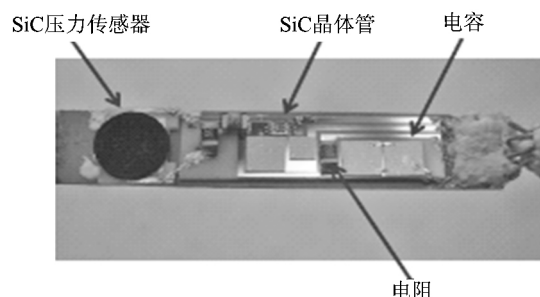


图 12 耐高温高频 P3 压力传感器

4) 耐高温电子器件

较高的环境温度加上器件本身发热,分布式发动机控制要求电子器件应耐受 225 °C 以上,甚至 500 °C 的高温。传统芯片工艺无法满足这一要求,必须采用绝缘衬底硅薄膜(SOI)工艺,甚至碳化硅 SiC 材料。格伦研究中心研制的耐 500 °C 高温器件规模目前已经从 2007 年的 10 个晶体管增加到 2015 年的数百个晶体管,包括晶振、运放、随机存取存储器、模数/模数转换等功能电路,并通过了数千小时的高温测试^[30]。未来几年,器件规模还将进一步提高。

目前,制约航空航天推进系统分布式控制技术发展的主要瓶颈还是耐高温的电子器件和智能节点技术,且要满足可靠性、耐久性、成本、体积、质量等要求。分布式发动机控制工作组 DECWG 给出的分布式发动机控制技术发展路线图预计,未来几年各项研究均会取得较大进展,到 2018 年底,技术成熟度达到 4 级;2019 年底,完成系统集成试验和热耐久试验,技术成熟度达到 5 级;2020 年,完成发动机试验,技术成熟度达到 6 级^[31]。

5 结束语

智能推进的智能,是指其能够感知推进系统的全局和局部状态,并根据发动机和部件的状态、工况、环境等情况自动采取适当的措施。其中主动控制是对局部状态的感知和自动处置;基于模型的控制和健康管理借助模型通观全局,甚至可以感知原来不可测量的关键参数,统筹优化施控;分布式控制是实现上述控制技术所需的系统架构。在过去的十年,格林研究中心的各项研究工作有力推动了智

飞航导弹 2016 年第 10 期

能推进技术的发展;在未来的十年,智能推进的各项技术将相继走出实验室,极大地改变推进系统现有面貌,带来质的飞跃。

参考文献

- [1] Air Breathing Propulsion Technical Committee. The versatile affordable advanced turbine engines (VAATE) initiative. AIAA, 2006-01
- [2] Culley D. More intelligent gas turbine engines. France: Research and Technology Organization of NATO, 2009
- [3] Garg S. Controls and health management technologies for intelligent aerospace propulsion systems. Cleveland, Ohio, USA, 2004-
- [4] Garg S. NASA glenn research in controls and diagnostics for intelligent aerospace propulsion systems. Cleveland, Ohio, USA, 2005
- [5] Garg S. Propulsion controls and diagnostics research at NASA glenn research center. Cleveland, Ohio, USA, 2007
- [6] Garg S. Propulsion controls and diagnostics research in support of NASA aeronautics and exploration mission programs. Cleveland, Ohio, USA, 2011
- [7] Garg S. Overview of propulsion controls and diagnostics research at NASA glenn. Cleveland, Ohio, USA, 2012
- [8] Garg S. Aircraft turbine engine control research at NASA glenn research center. Cleveland, Ohio, USA, 2013
- [9] Garg S. Air breathing propulsion controls and diagnostics research at NASA glenn under NASA aeronautics research mission programs. Cleveland, Ohio, USA, 2015
- [10] 黄春峰,侯敏杰. 航空智能发动机及状态监视和故障诊断系统. 国际航空, 2008(4)
- [11] 曾湘萍,黄春峰. 先进智能发动机研究与发展. 航空发动机, 2009, 35(2)
- [12] 黄春峰,刘志友. 航空智能发动机的研究进展. 航空制造技术, 2009(19)
- [13] 苗禾状,袁长波,李宁坤. 航空智能发动机发展需求及关键控制技术. 航空科学技术, 2015, 26(5)
- [14] Intelligent control and autonomy branch, glenn research center, NASA. <http://www.grc.nasa.gov/WWW/cdtb/index.html>, 2015-12-31
- [15] Csank J T, Stueber T J. Shock position control for mode transition in a turbine based combined cycle engine inlet model. Cleveland, Ohio, USA, 2013
- [16] Stueber T J. CCE-LIMX mode transition modeling and control. The 5th NASA GRC Propulsion Control and Diagnostics Workshop, Cleveland, Ohio, USA, 2015
- [17] Guo T H. Active turbine tip clearance control research. The 5th NASA GRC Propulsion Control and Diagnostics Workshop, Cleveland, Ohio, USA, 2015
- [18] Stueber T J. Active combustion control research overview. The 5th NASA GRC Propulsion Control and Diagnostics Workshop, Cleveland, Ohio, USA, 2015
- [19] Simon D L, Garg S. Optimized tuner selection for engine performance estimation. US Patent, 8386121B1, 2013-02-26
- [20] Litt J. Method for estimation of at least one engine parameter. US Patent, 8185292B2, 2012-5-22
- [21] Connolly J W. Model-based control of a nonlinear aircraft engine simulation using an optimal tuner kalman filter approach. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, CA, USA, 2013
- [22] Litt J. Enhanced response engine control for emergencies. The 5th NASA GRC Propulsion Control and Diagnostics Workshop, Cleveland, Ohio, USA, 2015
- [23] Kobayashi T, Simon D L. Evaluation of an enhanced bank of kalman filters for in-flight aircraft engine sensor fault diagnostics. Cleveland, Ohio, USA, 2004
- [24] Simon D L. Sensor selection for engine performance estimation and fault diagnostics. The 5th NASA GRC Propulsion Control and Diagnostics Workshop, Cleveland, Ohio, USA, 2015
- [25] Simon D L. Aircraft engine gas path diagnostic methods: public benchmarking results. Cleveland, Ohio, USA, 2013
- [26] Adibhatla S, Waun S, Reepmeyer J. Advanced controls and PHM: GE aviation perspective. The 5th NASA GRC Propulsion Control and Diagnostics Workshop, Cleveland, Ohio, USA, 2015
- [27] Kratz J. Modeling & simulation of distributed systems. The 5th NASA GRC Propulsion Control and Diagnostics Workshop, Cleveland, Ohio, USA, 2015
- [28] Eliot A H, Culley D. Real time systems impact of network communications. The 5th NASA GRC Propulsion Control and Diagnostics Workshop, Cleveland, Ohio, USA, 2015