

文章编号: 1000-8055(2001)02-0097-06

面向 21 世纪航空动力控制展望

孙健国

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 本文展望了跨入 21 世纪之际航空动力装置控制系统的发展方向, 在技术上将向数字、综合、分布、光纤、多变量、容错及智能控制等方向发展, 其达到的效益是提高性能(推力或功率)、提高可靠性、减轻重量、降低耗油率。本文还对我国航空动力控制的研究工作提出几点建议。

关键词: 航空发动机; 控制; 发展; 展望

中图分类号: V233.7 文献标识码: A

1 发展展望

在 20 世纪后期, 航空发动机控制系统最令人鼓舞的革命性变化无疑是由液压机械式控制向数字式控制的发展, 这一发展趋势在本世纪中对发动机控制技术的发展仍将具有深远的影响, 展望 21 世纪航空发动机控制系统的发展, 在技术上向数字、综合、分布、光纤、多变量、容错及智能控制等方向发展; 其达到的效益是提高性能(推力或功率), 提高可靠性, 减轻重量, 降低耗油率。

1.1 数字控制

发动机控制系统由液压机械式向数字式控制发展对于发挥发动机的性能潜力, 提高发动机性能; 减轻驾驶员负担; 提高控制系统的可靠性; 增加调整、使用、维护的灵活性等方面所具有的卓越的优势正为人们所共识。在 21 世纪, 发动机数字控制器将进一步缩小体积, 增加容量, 提高运算速度, 以适应日益增加的对控制功能的需求, 这将主要得益于计算机技术的发展, 因此本文对此不作详细论述。

1.2 综合控制

按传统的设计方法, 飞机上的多个控制系统都是独立设计, 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都是显而易见的, 过去是由驾驶员用控制输入

来综合各个分系统, 解决其耦合问题, 但由于现代飞机的多任务、高性能要求, 驾驶员无暇顾及各分系统的综合, 各个分系统孤立进行设计的方法已不能满足现代飞机的要求, 这在客观上对各分系统提出了综合设计及自动综合控制的要求。另一方面, 数字控制技术的日趋成熟为综合控制奠定了基础。典型的综合控制如飞行/推进综合控制系统在技术先进国家都已逐步进入实用阶段, 它采用各种优化控制模式, 使飞机达到整体性能优化。例如, 在飞机巡航时采用最小油耗模式, 无论对民用或军用飞机都可显著提高经济性, 在亚音速巡航时, 在推力不变的前提下可减少单位推力耗油率(sf_c)2%~3%, 在超音速巡航时, 可减少 sf_c 达 8% 左右; 在飞机爬高或平飞加速时采用最大推力模式可增加推力 10% 以上, 从而可大幅度增加飞机爬高及平飞加速度; 当增加发动机寿命为主要考虑因素时, 采用最小涡轮温度模式, 在超音速包线内, 可在推力不变的前提下, 一般可降低低压涡轮进口温度约 25, 在包线右上角可降低约 65; 在进入和退出目标区时, 采用减少发动机可观测特征, 如红外、凝结尾迹或声学讯号的控制模式。飞/推综合控制的上述效益是在基本不改变发动机硬件, 主要靠软件的变化而获得的。推力矢量/反推力喷管的应用, 使推进系统直接参加飞行控制, 对提高飞机的敏捷性, 提高飞机的过失速, 大机动飞行能力, 缩短起飞滑跑距离, 提高飞机生存

力等方面都会产生很大的效益。

此外,火力/飞行综合控制,火力/飞行/推进综合控制都将大大提高飞机的作战能力,这些综合控制技术在下一世纪仍将有很大的发展空间。

1.3 分布式控制

分布式控制系统是发动机控制的又一重要发展方向,当前发动机控制系统的特点是集中式多余度 FADEC 机,如图 1 所示,所有的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,结果,目前控制系统中最重的部件之一是导线束和接头。据统计,一般发动机控制电缆由 100 到 200 条线组成,约 45 kg,这里包括端子板和线夹。为了消除较大的电磁干扰,需要加屏蔽,还要外加约 15 kg。

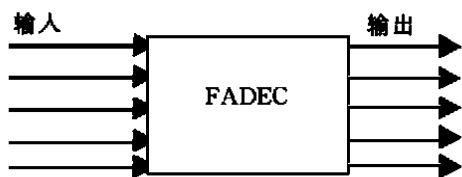


图 1 集中式 FADEC 系统

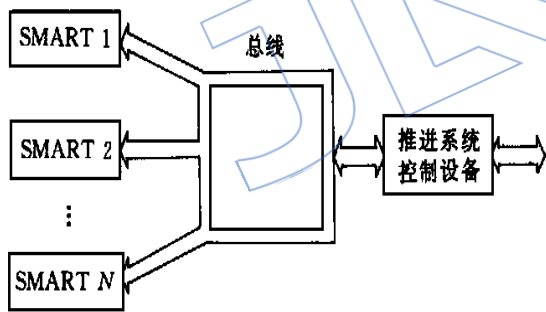


图 2 分布式控制原理图

分布式控制系统如图 2 所示,它是一种带有高度一体化数据总线的全智能分布系统结构,它采用智能传感器和执行机构,这些智能传感器和执行机构本身带有补偿器或控制器,并通过一条有余余的高速数据总线与推进系统控制器相连,与现在的系统相比,发动机的重导线系统几乎都取消了。若使用光导总线,且大量使用光学接口还可以大大消除电磁干扰,并可进一步减轻重量。采用分布式控制系统降低了控制系统的复杂性,从而改善维修性和可靠性。这种途径可使 FADEC 成为一个共同处理单元体,它可以做成标准化的设备,用于一系列发动机,结果使成本大大降低,

并大大减轻重量。

要实现分布式控制系统必须解决若干关键技术。

1.3.1 智能传感器和执行机构

所有的传感器和执行机构都需要有某种形式的补偿,即它们自己的控制系统。目前,传感器和执行机构环路闭合是由发动机 FADEC 完成的,这不仅仅增加许多电缆的重量,而且消耗许多 FADEC 的处理时间。在分布式控制系统中,传感器和执行机构与电子模块组装在一起,该电子模块将在信号源处提供直接信号补偿。智能传感器和执行机构有以下功能:主动补偿环境条件,如温度的影响;进行信号调制与转换;诊断故障,进行超限检查和自检;对 FADEC 工作状态提出建议;提供自检;对执行机构实行闭环控制;提供与 FADEC 的简单通讯与接口。

1.3.2 高温电子装置

上述智能传感器及执行机构中电子模块的工作环境恶劣,尤其是处于高温环境中,如果在每一个位置都需要用燃油来冷却,就会大大减少这种方法的吸引力。因此,应用上述技术,就需要有高温电子装置。此外承受高温能力方面的任何改进都会提高较低温时的可靠性,高温电子技术的效益是巨大的。

高温半导体材料的研究方兴未艾,已经研究出高质量的碳化硅晶片,可以在 650 下短时间工作,砷化镓(GaAs)和铝砷化镓(AlGaAs)等都是作为高温半导体材料的重要研究对象。用于发动机控制系统的高温半导体材料应该在光学上既是光的发射体,又是光的接收体,这样能与光学总线一起工作。砷化镓就能有效地吸光,也能够发射光,硅却做不到。砷化镓的另一重要优点是高速电子运动特性,这使其运行速度较高,是硅的速度的 2 倍,而且还有快 6 倍的潜力。在 21 世纪高温半导体材料仍将是重要的研究课题,在金属化的封装或复合材料的封装方面也有许多问题有待解决。

1.4 光纤技术

在上面介绍分布式控制时还提到采用光学总线带来的巨大效益,光纤技术在发动机控制中的应用前景还要广泛得多,很难发现一项技术能象光纤技术那样有这么多好处。光纤电缆极薄极轻,因为这是一种波导管,所以无需成对的导体,信号能够双向同时传播。交联可以很容易地被除掉,

且没有接地回路或电火花的危险性, 光纤电缆不受电磁接口的影响, 也不受闪电所产生的脉冲的影响等等。未来的光纤推进/飞行控制综合系统包括传感器、操纵装置、波导管、连接器、光源和探测器。将光纤技术用于发动机控制系统将是 21 世纪的重要研究方向。

1.5 多变量控制

随着发动机性能的提高, 其控制变量数也在增加, 过去液压机械式的发动机控制系统, 一般只对发动机转速一个变量实行闭环控制, 是单输入单输出系统, 而现代发动机控制变量数目的增加是惊人的。例如装有 PW1128 发动机的 F-16XL 飞机的飞行/推进综合控制系统有多达 24 个控制变量, 其中有 17 个控制变量属推进系统, 所以航空发动机控制系统是一个典型的复杂的多变量控制系统。现在适用于多变量系统的控制规律, 控制算法很多, 如 LQR, LQG/LTR, H 等多变量鲁棒控制, 各种自适应控制, 还有采用神经网络, 模糊理论等用人工智能技术的智能控制。但目前真正用于发动机控制的仍然是经典的 PID 控制, 美国 NASA, 美国空军和 PW 公司联合研制的数字—电子发动机控制器 (DEEC), 其基本控制算法也是变增益的 PI 控制, 在早期美国曾开展过将线性二次型最优控制用于发动机控制的较大规模的研究计划, 该项研究做到高空台试验, 并未进行试飞。据报道, 美国空军与多家公司签约执行的飞/推综合控制中的综合控制系统设计方法 (DMICS) 研究计划中采用 LQG/LTR 方法, 但未见投入现役机种的报道。各种先进的多变量控制规律之所以还不能在航空发动机上得到普遍应用的原因是多方面的, 其中重要原因之一是: 目前一些先进的控制规律大都是建立在线性系统理论的基础上的, 把它们用于发动机这样的强非线性对象仍然显得软弱无力。可以说, 如何将先进的多变量控制规律能有效地用于象发动机这样复杂的, 强非线性的多变量系统仍将是 21 世纪发动机控制的重要研究课题。

近几年来, 由于人工智能技术的迅速发展, 将人工智能技术用于发动机控制的初步研究已经表明发动机智能控制具有强大的生命力, 象神经网络控制, 模糊控制等智能技术特别适合于象发动机这样复杂的强非线性的多变量系统。展望 21 世纪, 我们有理由相信, 智能控制将会是发动机控制的一个重要发展方向, 并将获得实际应用。当然随着非线性理论的发展, 也有可能将先进的非线性

控制算法直接用于发动机控制。

1.6 容错技术

发动机数控系统之所以具有很高的可靠性, 甚至比液压机械式控制系统具有更高的可靠性, 除了提高数控系统中元件本身的可靠性外, 还在于数控系统能使用各种容错技术, 即使系统中某些元件发生故障, 系统仍能安全工作, 甚至仍能正常工作。

数控系统的容错包括对传感器、执行机构及数字电路等故障的容错, 对于不同的元件的故障所采用的容错方法是不同的, 但为了提高可靠性的最直接的方法是采用硬件余度, 即采用多通道控制系统。但硬件余度的缺点是十分明显的, 它增加了系统的重量, 尺寸, 对安装空间提出了更高的要求。因此在传感器及执行机构的容错技术中采用解析余度的方法, 即用最优估计等现代控制理论, 将输出量的最优估计来代替故障传感器的测量值, 这样不需要增加硬件, 而是用解析的方法, 用软件来提供解析余度。而对电路故障, 计算机芯片中的故障, 则普遍采用 BIT 技术。在技术先进国家中, 基于卡尔曼滤波的传感器解析余度方法, 所谓的 FICA 系统还在多种发动机数控系统中获得应用。它能诊断传感器硬故障, 并提供解析余度, 在传感器有硬故障时, 数控系统仍能正常工作。但对于传感器软故障的容错技术尚未达到成熟阶段, 对执行机构故障的容错具有更大的难度, 一般只能使系统安全工作, 即将执行机构冻结在一个故障安全的位置, 而不能使系统正常工作。

对航空电子系统的 BIT 技术的研究也受到普遍的重视, 如 F16C/D, F15E 等新型航空电子系统中 BIT 的运用, 已取得了惊人的效果, 保证了这两种飞机在海湾战争中的执行任务率高达 95%。

近年来的研究表明, 采用神经网络, 模糊理论及专家系统等人工智能容错技术具有潜在的优势, 特别是随着大规模集成电路制造技术的发展, 神经网络芯片的出现, 它们在航空发动机容错控制中的应用具有十分广阔的前景。在本世纪, 发动机控制系统容错技术的研究仍将成为重要的研究方向。

1.7 燃油泵

目前使用的燃油泵中, 齿轮泵结构简单、重量轻, 但油泵的供油量不好调节, 一般采用回油的方法来调节供给发动机的油量, 大量的高压油回到

低压腔使油温升高,且增加功率消耗;柱塞泵调节供油量方便,但泵本身结构复杂,重量重,对制造工艺要求高;离心泵兼有上述两者的优点,结构简单,调节供油量方便,但在低速时,离心泵的性能差,在发动机启动时,问题尤为突出。有一种解决方法是设置单独的启动泵,一般采用叶片泵。

减轻油泵重量的重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以采用复合材料。可能使用的复合材料有:耐高温,强度很好的高环氧树脂;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安;高温热塑材料聚醚酮(PEEK)等。

如果能研制成具有调速能力的,功率密度(功率/重量)高的电马达,那么用这种电马达(功率应在 300 马力以上)来驱动燃油泵,这将使我们在燃油泵的选择上有更大的自由度。

1.8 建模技术

建立被控对象的数学模型历来是自动控制领域的重要分支,对于像航空发动机这样复杂的被控对象的数学模型更是人们研究的重要课题。按照发动机内在的气动热力学规律建立其数学模型是发动机原理专家们的专长。但是从发动机控制的角度出发,按照不同的应用场合,对发动机数学模型会有各种不同的要求,在建模中往往要采用现代控制理论及人工智能技术,这就是发动机控制行业的工作了。在满足精度要求的前提下,大致可归纳为以下几方面的要求:

1.8.1 实时性

在发动机控制系统设计及应用的若干阶段中都对数学模型有实时性要求,例如发动机控制系统的半物理仿真试验中需要发动机实时模型;在发动机数控系统中应用先进的控制规律,发动机控制系统的解析余度技术,飞/推综合控制中的实时优化技术等需要有机载的发动机实时模型。这些模型必须要有实时性。随着计算机技术的发展,运算速度在不断提高,实时性的要求将逐步变得容易得到满足。但另一方面控制功能也在逐步增加并趋于复杂化,在一个采样步长中分配给发动机模型的运算时间的比例在逐步减少,在推力矢量控制等飞/推综合控制中出现超实时模型的概念。因此,模型的实时性,至少在 21 世纪的初期仍将是我们关心的重要指标。

1.8.2 状态变量模型

目前采用现代控制理论设计先进的控制规

律,解析余度技术或者对发动机进行实时优化时往往需要以状态方程形式来描述的发动机模型,称为状态变量模型。此外,状态变量模型还具有结构简单,实时性好,没有求解气动热力学模型时可能发生的不收敛问题等优点。但是建立状态变量模型的主要难点在于要使模型在全飞行包线内在发动机不同转速区间的加减速过程中都具有满意的精度,这有待于进一步研究。

1.8.3 自适应性

发动机数学模型都是按额定工作状态下的各部件特性来建立的。实际发动机有制造,安装公差及使用期内会发生性能蜕化等不确定性。在许多应用场合,发动机模型应能适应这种不确定性,使模型始终与实际发动机相匹配,这是模型的自适应性,即发动机自适应模型。机载的发动机模型一般应该有自适应性,并且还应该有实时性,因此建立实时的发动机自适应模型将是本世纪发动机建模技术中重要的研究课题。

从发动机控制的角度来建立上述发动机模型时将采用最优估计等现代控制理论,发动机原理的专家及发动机控制的专家应相互密切配合,发挥各自的优势,使发动机数学模型能满足各种要求。

近年来的研究表明,遗传算法,神经网络等人工智能技术用于建立发动机智能模型具有很强的生命力。例如用遗传算法求解发动机非线性模型时,对初猜值没有要求而可保证非线性模型在全包线内收敛。神经网络对非线性特性的强大的映射能力可大大提高非线性模型的精度。可以预计,在 21 世纪,发动机智能模型仍然会是本领域的重要研究方向。

2 几点建议

2.1 充分重视控制系统在发动机中的地位和作用,加快数控系统的演示验证

随着现代飞机性能和发动机性能的不不断提高,对发动机控制系统提出了越来越高的要求,过去单输入、单输出的液压机械调节器只是发动机的一个附件。对于现在多变量的 FADEC 系统,用“附件”已不足以描述发动机控制的重要性,将控制系统比作为发动机的神经系统已不足为过。FADEC 不仅用于使发动机正常工作,而且可以发掘发动机的性能潜力;用于与飞控系统、火控系统的综合、匹配;减轻驾驶员的负担以及提高发

动机的安全可靠性等。在技术先进的国家 FADEC 早已成为一成熟的产品, 在航空上发挥重要作用。发动机是否使用数字控制是发动机技术水平的一个重要标志之一, 而我国的 FADEC 与国外先进水平差距极大。因此我认为目前最重要的工作是集中优势力量, 给予充分的投入, 精心组织, 尽快抓好发动机数控的演示验证, 促进并加快国内发动机数控技术的发展。

2.2 加强发动机的基础性研究工作

在发动机控制系统的研究中, 常常会感到发动机的基础性研究工作不够。例如在建立发动机部件级模型时, 会发现发动机部件特性的试验数据不足或不够准确; 在建立双转子发动机状态变量模型时, 目前国外普遍采用 3 个状态变量的三阶模型, 即两个转速及一个涡轮进口温度, 把涡轮进口温度取为状态变量是因为高温涡轮部件的传热动力学也是个低频特性。对我们而言, 要建立涡轮部件传热动力学的主要困难是缺少涡轮部件表面与燃气的换热系数; 在飞/推综合控制中要根据飞行姿态的变化, 发动机进口流场畸变的程度来确定发动机控制量的变化, 这就需要知道发动机流场畸变度对发动机喘振边界影响的数据, 这方面的资料也显得不足; 在发动机多变量控制中风扇导叶角及压气机导叶角的控制对于提高发动机的性能及发动机的防喘有十分显著而重要的作用, 而导叶角的闭环控制就需要知道导叶角的变化对风扇及压气机性能的影响的数据, 我们也缺少这方面的资料, 这当然会影响控制的效果。

为此, 建议大大加强发动机的基础性研究工作, 建立数据库, 这不仅对发动机控制而且对整台发动机的研制都是不可缺少的。

2.3 加强跨学科及综合性研究的管理工作

21 世纪航空发动机控制技术的发展决不是发动机控制专业自身所能完成好的, 它涉及到其他多个学科的协调发展及综合。例如光纤技术、高温材料等都有赖于其它相关学科、专业的发展, 面对这种跨学科的综合技术, 我们的管理工作也必须要有相应的变化以适应对综合技术的管理, 这里以飞/推综合控制为例来提出一些具体的建议。

飞/推综合控制的优越性已成为同行专家的共识, 综合控制作为飞机上各控制系统的发展方向是确定无疑的, 但这种科研项目本身的综合性与管理上的分散性之间存在着矛盾, 对科研管理提出了新的要求。例如美国是世界上发展飞/推综

合控制最快的国家, 在其发展过程中也曾遇到过学科综合性与管理分散之间的矛盾。在 80 年代中期, 曾有文献论述, 当时美国政府按不同的功能, 分部门负责技术发展活动的管理和投资。例如空军莱特航空实验室(AFWAL)负责飞机及有关系统的探索研究和发展, AFWAL 又按不同的功能学科分为 4 个实验室: 航空电子, 飞行动力学, 材料和航空推进装置, 其中包括 20 多个技术组。飞/推综合控制(IFPC)的发展涉及到两个不同实验室中的两个不同技术组的飞行控制及推进系统控制的专家。在系统发展方面, 由航空系统部(ASD)负责工程发展并负责获得空军飞机, 在 ASD 内部设有系统规划办公室(SPO)负责发展新飞机。飞机 SPO 负责包括飞控系统在内的整个飞行器。与飞机 SPO 并行工作的推进系统 SPO, 它负责发展发动机(包括发动机控制)。对一种新型飞机来说, IFPC 的发展需要两个不同的 SPO 共同联合负责。

在工业界情况也类似, 大多数飞机制造厂商按不同功能将航空电子专家、飞控专家及推进系统专家分在不同部门, 这又给完成综合控制任务造成困难。此外, 由政府提供发动机这种做法又加重了这个问题。也就是说, 由空军来选购发动机及发动机控制器, 由政府将经过试验验证的完好发动机提供给飞机制造厂, 这种方法必然倾向于把发动机与飞机间的接口数尽可能减少, 这就更难以实现真正的 IFPC 系统。当时美国的专家认为控制系统的综合性与管理上的分散性之间的矛盾, 使综合控制系统的研制不能以其应有的速度向前发展。专家们呼吁, 无论在工业界或政府部门, 都需要在更高的层次上进行管理功能综合。

据专家介绍, 到 90 年代, 美国在综合控制研究的管理上有很大改进, 而国内目前分散管理的矛盾仍很突出。飞机和发动机分属于不同的部门管理和投资, 上层没有一个机构对综合控制进行统一管理。因此建议在有关部门设立一综合技术处, 负责航空界各种综合设计, 综合控制等综合技术科研工作的管理及经费安排, 进行更高层次的管理功能综合。

参考文献:

- [1] Vizzini W J, et. Integrated Flight/ Propulsion Control System Considerations for Future Aircraft Application[R]. ASME 84 - GT- 192.

- [2] Orme J S, et. Supersonic Flight Test Results of

- Performance Seeking Control Algorithm on a NASA F-15 Aircraft[R]. AIAA- 94- 3210.
- [3] Adilhatla S, etc. Evaluation of a Nonlinear PSC Algorithm on a Variable Cycle Engine[R]. AIAA- 93- 2077.
- [4] 黄金泉, 孙健国. Turbojet Engines Multivariable Adaptive Control[C]. Proceed. of Inter. Symp. on Man-Environment-Technology-Aviation, 1996.
- [5] Messer R S, etc. The Cost of Model Reference Adaptive Control: Analysis, Experiments and Optimization[R]. AIAA - 93- 1658- CP.
- [6] 孙健国. 线性综合控制研究的管理[J]. 航空系统工程, 1995, (3): .
- [7] Chisholm J D, etc. Development of the HIDE C Inlet Integration Mode[J]. Trans. of ASME. J. of Engg. for Gas Turbine and Power 1990, 112:.
- [8] 黄金泉, 孙健国. Multivariable Adaptive Control Using Only Input and output Measurements for Turbojet Engines[J]. Trans. of ASME, Journal of Engg. for Gas Turbines and Power, 1995, 117: .
- [9] Gilyerd G, etc. Subsonic Flight Test Evaluation of a Performance Seeking Control Algorithm on an F-15 Airplane [R]. AIAA- 92- 3743.
- [10] Small L L. Integrated Flight/Propulsion Control for Next Generation Military Aircraft[R]. SAE 861726.
- [11] 航空航天工业部第 628 研究所. 飞机推进系统数字式电子控制技术[M]. 1993.
- [12] Arkov V, etc. Evolution of Mathematical Models in Automatic Control of Gas Turbine Engines at Life Cycle Stage[C]. R-C Symposium, 1999.
- [13] Sugiyama N. On-Line System Identification of Jet Engine [R]. AIAA- 96- 2590.
- [14] 杨蔚华, 孙健国. 发动机实时建模技术的新发展. 航空动力学报, 1995, 10(4): 402- 406.
- [15] Maine T A, etc. A Preliminary Evaluation of an F-100 Engine Parameter Estimation Process Using Flight Data [R]. NASA- TM- 4216.
- [16] Blech K A, etc. A Real-Time Portable, Microcomputer-Based Ger Engine Simulator[R]. NASA- TM- 83550.
- [17] Frederick D K, etc. Turbofan Engine Control Design Using Robust Multivariable Control Technology[R]. AIAA- 96 - 2587
- [18] 徐刚, 孙健国, 张绍基. 用 H 方法设计航空发动机鲁棒控制系统[J]. 航空动力学报, 1995, 10(1): 90- 92.
- [19] Athaus M. Linear-Quadratic Gaussian with Loop-Transfer Recovery Methodology for the F-100 Engine [J]. J. Guidance, 1986, 9(1): .
- [20] Pfeil W H. Multi-Variable Control of the GE T700 Engine Using the LQG/LTR Design Methodology[R]. Proceed of 1986 ACC.
- [21] 李松林, 孙健国. 求解涡扇发电机数学模型的有限域搜索方法[J]. 航空动力学报, 1997, 12(3): 276- 278.
- [22] 黄向华, 孙健国. 发电机数控系统诊断技术的发展[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 416- 418.
- [23] Lambert H H. A Simulation Study of Turbofan Engine Deterioration Estimation Using Kalman Filtering Techniques[R]. NASA- TM- 104233.
- [24] Zhang S, etc. Multivariable trend analysis using neural networks for intelligent diagnostics of rotating machinery [J]. ASME J. F Engg for G- T. and P. 1997.
- [25] Ten H G, etc. Simulation of an Engine Sensor Validation Scheme Using an Autoassociative Neural Network [R]. AIAA- 97- 2901.
- [26] Patton R J, etc. Neural Networks Based Fault Diagnosis for Nonlinear Dynamic System[R]. AIAA- 95- 3219.
- [27] Nseini A E, etc. Robust Detection, Isolation and Accommodation for Sensor failures[R]. NASA- CR - 174825.
- [28] Wu Q H, etc. A Neural Networks Regulator for Turbogenerators[J]. IEEE on N. N. 1992, 3(1): .
- [29] Rock S M, etc. Integrated Flight/Propulsion Control for Helicopters [C]. 49th Annual forum of the American Helicopter society, 1993.
- [30] Frid A I. Adoption Control of High Turbine Inlet Temperature of Aircraft Gas Turbine Engine[C]. R-C Symposium, 1999.

(责任编辑 王震华)

Prospects of the Aeroengine Control Development in the Early Time of the 21st Century

SUN Jian-guo

(2nd Dept., Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This paper reviews the aeroengine control technology in the late 20th century and focuses on the prospects of aeroengine control development in the early time of the 21st century. The main research and development of the aeroengine control will be placed on digital, integrated, distributed, optical fiber, multivariable, fault tolerant and intelligent controls. The benefits of the above technologies will be enhancing performances (thrust or power) and reliability, reducing weight and fuel consume. Some suggestions are proposed for the research and development of the aeroengine control in our country.

Key words: aeroengine; control; development; prospect