

航空发动机先进控制概念和高稳定性 发动机控制系统研制

朱旭津

(中国航空动力控制系统研究所, 无锡 214063)

摘要: 简要介绍了近年来航空发动机控制概念和设计思想的发展趋势, 着重分析说明了高稳定性发动机控制技术。高稳定性发动机控制技术的特点是将控制的重点放在单个部件上, 通过减小部件稳定裕度要求或扩大部件稳定性工作范围来提高部件的性能并实现系统收益。飞行试验结果表明, 这种控制方法可以较精确地估算和适应发动机进气道畸变并进行实时控制, 降低了对设计失速裕度的要求, 提高了发动机性能和稳定性。

关键词: 航空发动机; 自动控制系统; 控制算法; 稳定裕度

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Development of Advanced Aero-engine Control Concept and High Stability Engine Control System

ZHU Xu-jin(China Aviation Motor Control Institute, Wuxi 214063)

Abstract: The paper presents a brief introduction to the concepts of advanced aero-engine control and a tendency of the control system development in recent years, with emphasis on the high stability engine control (HISTEC) technology. HISTEC features control on individual engine components, i. e. by reducing stability margin of a component or widening the range of component stable operation to increase engine performance and realize system control benefit. Flight demonstration tests show that engine inlet distortion will be accurately estimated, accommodated and controlled in real time using HISTEC. Hence the design stall margin could be reduced, the engine performance and stability enhanced considerably.

Key Words: aero engine; automatic control system; control algorithm; stability margin

1 引言

随着科学技术的飞速发展, 航空发动机控制领域的研究成果层出不穷。其中, 飞机-推进系统控制一体化技术、全权限数字电子控制技术等无疑都代表着当前发动机控制技术发展的先进水平。但在处理控制算法与控制对象的关系这一层面上, 有一种控制方法引人注目, 它不是将控制的重点放在使控制系统如何被动地适应作为一个整体的控制对象——发动机上, 而是将控制的重点放在发动机的单个部件上。对单个部件进行所谓的主动控制来扩大

发动机的稳定工作范围, 以提高发动机的性能。例如: 以前发动机设计时分配给压气机的喘振裕度趋于保守, 压气机的能力往往超过了实际需求。而采用主动稳定性控制则可减少喘振裕度, 从而减少发动机重量、飞机重量、燃油消耗; 同时, 较小的裕度需求还降低了进气道设计的难度。由于这种方法使控制系统的设计在发动机设计之初就介入其中, 两者之间协调就更为便利。高稳定性发动机控制系统就是这样一种主动控制系统。国外高稳定性发动机控制系统的研制经验对于我国航空发动机控制系统的研究工作具有不可低估的借鉴意义。

2 发动机先进控制概念

20世纪80年代,以美国NASA为首的多家研究机构就提出并分析了先进的发动机控制概念^[1],并通过详细评估鉴定出最值得发展的先进控制概念。在筛选和排序工作中所选择的比较基础是装有先进技术涡扇发动机的第四代高性能军用战斗机(MH-PF)和马赫数为2.4的高速民用运输机(HSCT)及其发动机;所采用的评估判据包括权衡因子和品质因素。其中,权衡因子考虑不同尺寸、燃油及空气流量、效率等影响。品质因素则包括:起飞重量(TOGW);耗油率(TSFC);评估适用性收益的失速裕度;起动影响;以及复杂性、风险、寿命期费用、诊断能力、解析余度等指标。上述工作分别由PW公司及NASA刘易斯研究中心完成。根据评估结论,排在前4位的先进控制概念是:发动机智能控制(Intelligent Engine Control)、性能寻优控制(Performance Seeking Control)、稳定性寻求控制(Stability Seeking Control)、主动失速/喘振控制(Active Stall/Surge Control)。

发动机智能控制(IEC)^[12]采用的基本方法是进行涡轮发动机的模型仿真,即将所建立的发动机模型加到推进系统的控制中去,直接控制推力和发动机限制参数。同时,考虑到发动机之间的差别,以及发动机经长期使用或损坏使发动机性能恶化而产生的建模误差,还采用跟踪滤波器调整模型的输入参数,使之与被控制的发动机相匹配。这种方法首先需要正确建立发动机数学模型。目前,采用认知工程理论和模糊控制方法处理复杂的发动机动态模型已取得一些仿真试验结果^[3],证明了其实际应用的可能性。但跟踪滤波器须调整的参数(部件特性、性能参数、传感器误差等)很多,给控制方法的实现带来较大的困难。

性能寻优控制(PSC)^[14]是一种以模型为基础的自适应控制算法,目的是通过实时修正飞行测量参数来调整控制规律,优化发动机性能。这种算法包括一条修正推进模型的路径和一条对模型预估性能进行优化的路径。使用卡尔曼滤波器对非标准发动机按实时状态进行修正,以使模型更贴切地反映发动机的性能。优化逻辑采用线性编程技术来优化发动机-飞机综合系统模型。PSC算法已在F-15飞机上进行了飞行试验,试验结果表明推进系统的性能

得到了改善。

稳定性寻求控制(SSC)^[11]利用控制算法减小对部件稳定性裕度的要求。这种方法将稳定性检查加入到发动机控制逻辑中去,实时的计算非稳定性影响,但不是设计时假设的最坏情况(即各种非稳定因素影响迭加),对风扇和压气机稳定性进行在线评估,允许控制系统将喘振裕度减至最小,从而提高发动机性能。

主动失速喘振控制(ASC)^{[11][5]}旨在对发动机喘振进行主动控制,即在刚出现失速的征兆时就采取措施(如调整放气量、燃油流量和导叶角度等)消除失速。过去用于失速控制的算法受到液压机械控制技术的限制,而现在则可利用微处理器的能力来实现复杂的新的控制算法。采用这种方法能扩大发动机的稳定工作范围,使发动机在减小了对设计失速裕度要求的状态下仍能稳定工作,从而获得更高的性能。

与综合控制系统方法不同,SSC和ASC控制概念倾向于将重点放在单个部件上,通过减小对部件稳定性裕度要求或扩大部件稳定工作范围来提高部件的性能并实现系统收益。基于这种概念进行的高稳定性发动机控制(HISTEC)系统的开发研制工作,在世纪之交已取得许多成果^[7]。飞行试验结果表明,HISTEC方法可以为发动机对进气畸变的适应性做精确估算并进行实时控制。

3 高稳定性发动机控制技术

3.1 问题的提出^{[6][9]}

未来的燃气涡轮发动机,无论是民用的还是军用的,都必须解决好发动机进口稳态和动态畸变值日益增大的问题。先进的战术飞机需使用推力矢量来提高飞机的机动性能和隐身能力,结果导致推进系统遭遇到比普通飞机飞行时大得多的飞机攻角和侧滑角。同样,对于高速民用运输机来说,混合压缩进气道出口也频繁地出现与战术飞机相似的某些发动机进口畸变问题。畸变值的升高通常会使推进系统的性能降低,尤其是减少了压气机的稳定工作裕度。在传统的燃气涡轮发动机的设计中,是根据各个不稳定因子所产生的裕度损失之和,来提出对风扇和压气机稳定裕度的要求。这些不稳定因子包括发动机的外部扰动因子和内部扰动因子。

在发动机研制过程中要进行各个不稳定因子对稳定性影响的检查。稳定性检查是在可能最坏的情况下检查发动机的剩余失速裕度。这种方法对于发动机,特别是未来的发动机,会使设计失速裕度要求不适当地提高,从而相应降低了发动机的性能并/或增加了重量。

目前 NASA 刘易斯研究中心对发动机控制系统采用两种研究方法。这两种方法在 NASA 发起的先进控制概念研究期间得到 NASA 航空发动机用户的肯定。远期方法是通过主动控制失速的发生(也可称为主动失速/喘振控制或主动稳定性控制)来扩大可用的失速裕度;近期方法是在发动机受到不稳定因子影响,例如在遇到进口压力畸变的情况下,联机瞬时增大失速裕度。这种方法(所谓动态失速免除法、主动失速速度控制、稳定性管理或者畸变容限控制)可减小对设计失速裕度的要求,即适当地减小了畸变对稳定性的影响。这种方法的一个早期例子是在 NASA HIDECE 飞机上使用的自适应发动机控制系统(ADECS)的自适应失速裕度模式。该模式可在畸变指数较低的条件,通过调整发动机压比(EPR)来提高发动机的性能。利用飞机机动飞行的信息来和发动机进口气动截面的参数估算畸变指数的大小。在估算畸变指数较高的条件下,可降低

EPR 以保持足够的失速裕度。

目前为高稳定性发动机控制(HISTEC)计划发展的畸变容限控制方法是依靠 ADECS 的畸变估算方法建立的。利用少数发动机进口压力测量数据就能获得较精确的实际压力畸变估算值。根据以测量数据为基础的畸变估算值和其它不稳定影响的估算值,通过在线稳定性检查确定允许畸变值所需的畸变失速裕度。然后发动机控制器提供允许畸变值所需的失速裕度,从而满足了发动机进口畸变的要求。

3.2 高稳定性发动机控制算法简述^[10]

高稳定性发动机的畸变容限控制方法如图 1 所示。该方法采用了 P&W 公司提出的畸变感受概念及进行飞行中畸变估算的实用设计工具。畸变估算系统(DES)与先进的稳定性管理控制规律结合成一体,后者是专为 F100-PW-229 改进的发动机数字电子控制(IDEEC)而设计的。在发动机进口气动截面上,高响应的压力测量值作为 DES 的输入参数。在 HISTEC 飞行试验中,DES 计算机根据风扇进口压力测量值实时计算出进口畸变特性。而后,DES 确定相应发动机对畸变的灵敏度。DES 还用飞机飞行控制系统所发送的数据来预测大攻角(AOA)及侧滑角(AOSS)状态下的畸变指数。这种预测能力使 HISTEC 控制器能及时预先采取动作

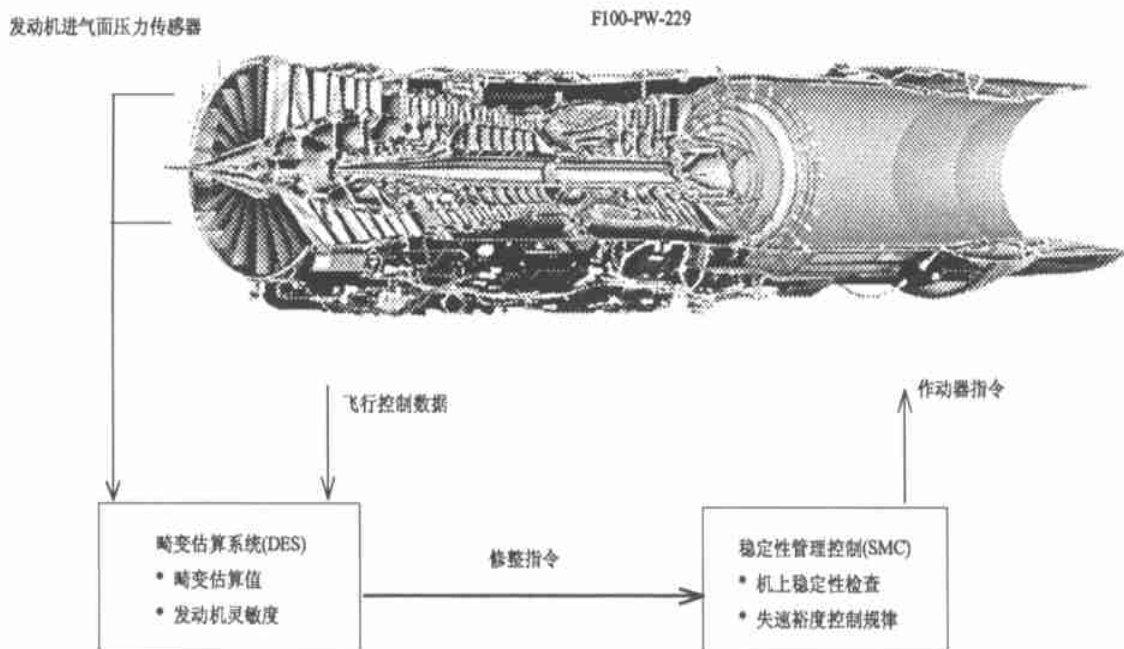


图 1 高稳定性发动机控制(HISTEC)系统示意图

来适应高畸变值的进口畸变,例如 DES 可向 IDEEC 输出指令,修正风扇及压气机的工作线。IDEEC 加上先进的控制规律就可以控制风扇及压气机的瞬态工作线,以实现 HISTEC。由于发动机控制器增添了对风扇及压气机所有不稳定因素进行机上实时检查的功能,使发动机按稳定性控制规律运行,这就大大改善了发动机在各种条件下包括高畸变度情况下的工作稳定性。

3.3 高稳定性发动机控制系统研制程序^[9]

在具体实施的发动机控制系统研制计划中,高稳定性发动机控制(HISTEC)计划在美国 NASA 与 P&W 等单位的合作参与下已取得飞行试验结果。通过飞行试验证明:以测量值为基础的实时估算畸变的高稳定性综合发动机控制系统可以提高发动机的稳定性,达到了主要设计指标^[9]。他们的工作大致分为三个阶段:第一阶段——算法研制。确认估算畸变的算法,设计出为适应畸变所必须采用的控制模式,并完成了为确定飞行试验所必须进行的硬/软件的初步试验。第二阶段——概念确认和系统研制。设计并确认了综合畸变估算系统算法及畸变适应算法(即高稳定性控制规律);制造出装有 HISTEC 传感器仪表的进气道并研制飞行试验所必需的硬/软件系统,并最后验证该硬/软件是否能有效工作。第三阶段——发动机/飞行验证。首先进行控制算法的地面发动机试验,然后在具有先进控制技术(ACTIVE)的 F-15 飞机上对整个畸变容限控制系统进行飞行验证。参与这些工作的各机构分工如下:NASA Glenn—程序管理;NASA Dryden—飞行试验、数据整理;PW—概念和系统研制;McDonnell Douglas—飞行器综合技术;USAF(美国空军)—提供飞行系统、发动机、飞机等资产^[9]。

3.4 控制系统试验设备及试验准备工作^[10]

3.4.1 试验飞机的改装工作

在高稳定性发动机控制计划中使用的飞机是试生产双座 F-15B 的改进型。为了进行飞行试验,所有控制杆、方向舵踏板、控制表面间的机械连接均须拆除;各个节流活门用数字方式通过飞行控制系统来控制发动机,在节流活门与发动机之间无任何机械连接装置。多台独立的计算机构成高度综合的飞行-推进控制系统。有一台新的研究用计算机则作为完成畸变估算、进行航空电子控制综合的主机。

动力系统由两台 F100-PW-229 发动机组成。每

台发动机都装有 PW 轴对称推力矢量喷管。试验用发动机也做了一些改动。

3.4.2 发动机的改装工作

畸变估算仅需 6 个高响应的进口静压输入:沿进口周向均布的 5 个外环壁面静压传感器的测量值及 5 个内环壁面静压传感器测量值的平均值。除静压外,发动机进口机匣还配备有单独仪表设备来测量总温和总压,同时配有估算畸变用的独立基准的压力传感器。

发动机外部硬件的改动是为了容纳高稳定性控制所需的测量发动机进口参数的仪表设备。实际上这种改动很小,以免物理干扰。防冰装置,包括供气总管、阀门等也要拆除,以防止高温对发动机进口飞行试验仪表造成损害。对于改进的发动机数字电子控制(IDEEC)则无须作硬件改变。发动机控制软件则按高稳定性控制的稳定性管理特点作了一些改变,但仍在现有发动机控制规律的范围内运行。IDEEC 的软件设计成可以根据飞行路线对发动机控制的时间表及常数进行更新。

3.4.3 畸变估算系统计算机

根据计算能力、适用性及飞行品质设计,选用了一台 F119 综合发动机诊断装置作为畸变估算系统计算机。为了减少费用,将该装置安装在飞机上。其主要输入参数为环壁面的进口压力、飞行高度、马赫数、发动机低压转子转速、高压转子转速、进口温度和进气量。输出参数则为因畸变引起的风扇及压气机失速压比的调整量和进口面平均压力。

还有一个算法可预测飞机在不同攻角及侧滑角下的畸变值,在飞机做动态机动飞行时通过控制系统为发动机提供必需的失速裕度,以适应所预计飞行条件下的进口畸变。

3.4.4 航空电子设备的改装与整合

对 ACTIVE 试验台的飞机-推进综合控制电子设备,在结构上进行了改动,将其与畸变估算系统形成一体的航空电子设备,达到了费用最小、进度最快的效果。主要的改装工作是将飞机管理系统计算机的 B 通道与飞机的军标 1553 多路数据总线脱开,代之以畸变估算系统。这就使得 IDEEC 不必改动飞行控制计算机的软件就可与畸变估算系统进行通讯。这对节省开支和保证飞行安全都是十分有利的。

3.4.5 仪器设备

ACTIVE 飞机包含有灵活的高速数据采集系统

以及军标 1553 数据总线。前者用来传输及记录模拟的和数字的参数数据。飞机上还加装了一个新的脉冲代码调制系统以满足大量的仪器设备支持高稳定性控制的需要。

NASA Glenn (负责 HSTEC 的程序管理部分) 仪器和控制技术分部的用于控制系统设计、研制及验证工作的计算机工作站和软件包等, 可以使研究人员在互动的图形环境中建立并执行模型, 迅速地验证和修正各种控制算法。一旦设计圆满完成, 软件包就为用户自动生成一个实时目标系统的执行程序^[11]。

3.5 控制系统地面测试项目^[11]

对试验飞机的所有硬件和软件的变更, 在飞行前均须进行高稳定性控制系统的验证和批准。航空电子设备的验证和批准试验范围为从部件级的软件、硬件测试到回路中的硬件试验; 从部件到系统直至飞机地面试验。动力系统批准测试包括配置好仪表设备的发动机进口机匣的结构整体性试验; 海平面功能试验以及发动机进口均匀流(非安装)的运行试验; 最后进行综合系统批准试验。这时, 所有系统均须按飞行时的配置安装在飞机上。

3.5.1 航空电子设备的验证及批准试验

对高稳定性控制的航空电子设备进行的软件综合试验(SIT)及回路中硬件模拟(HSLS)试验是高稳定性控制系统飞行前检验工作的一部分。这些试验不是飞行安全所要求的, 而是软件批准所要求的。

飞行控制系统/畸变估算系统/飞行器管理系统计算机/IDEEC 的接口在 SIT 试验中验证。试验中各种航空电子设备盒均应如它们在飞机上的布置那样, 结合成一体, 然后验证各盒之间的数据总线通讯是否正常。

在 HILS 试验中验证攻角/侧滑角预测算法是否正常运行。试验进行时, 所有航空电子设备部件均如在 SIT 试验中那样连接起来, 但这些部件的外部输入则由飞机的人工模拟产生。HILS 试验使飞机在整个飞行包线内飞行的同时, 各航空电子部件也如同它们在飞机上那样运行。

3.5.2 地面台均匀流(非安装)运行

运行目标是:

a. 对配备仪表装置的发动机进口机匣进行飞行鉴定;

b. 对高稳定性控制的传感器进行鉴定;

c. 确定高稳定性控制仪器设备的静态及动态性能。

用 5 种不同的进口屏蔽配置方式, 约 11h 的发动机运行, 完成了这些目标。

3.5.3 综合系统的批准试验

高稳定性控制系统在第一次飞行之前, 需依次进行 5 次发动机畸变评定(安装)地面试验, 作为按飞行时配置的综合系统的最终检验。地面测试的目的是验证飞机的适航性及高稳定性控制系统的飞行前的测试准备工作。这些试验顺利完成后, 还需进行一次功能检验飞行, 以保证所有关键系统的工作及飞机操纵品质达到预期要求。5 次地面试验内容如下:

a. 仪器设备的地面试验

第一次综合系统试验的目的是检验所有高稳定性控制系统中的压力及温度传感器的精度和响应, 其检验方法是与已知的压力和温度相比较。仪器设备试验还评估了畸变估算系统的输出精度。试验中, 所有飞机系统包括 IDEEC 系统, 均应通上电流, 但发动机不运转。

b. 地面功能试验

第二次综合试验用来验证飞机各额定系统及高稳定性控制特殊系统的功能。试验在一个配备有外部电源、液压动力及冷却空气的飞机棚内进行。试验时不要求发动机工作。

c. 飞机棚辐射试验

第三次综合试验是飞机棚辐射试验, 其目的是验证在辐射状况下控制室内是否能接收并显示遥测信息, 显示器的工作是否满足预定要求。试验要求配备有外部电源及外部冷却空气。为了检验出所有的显示情况, 必须开动发动机。

d. 电磁兼容性试验

由于对飞机电气系统进行了改动, 就必须进行第四次综合系统试验——电磁兼容性试验。新的高稳定性控制系统与 ACTIVE 各子系统之间应无互相干扰的情况出现。试验时发动机需同时运转。

e. 系统组合试验

系统组合试验是最后一次综合系统试验, 此时飞机配置完全与飞行时相同, 且完全遵照准备飞行的各个步骤进行。系统组合试验时发动机应按规定状态运转。对各个不同的发动机设定值进行试验以收集地面静止状态下畸变类型的数据, 找出综合系

统试验时可能未发现的系统误差。试验时要求将飞机固定。

4 结束语

从美国 NASA 等研究机构对先进控制概念的评估和筛选及最终排序可以看出发动机控制系统研制的发展趋势。尽管出现了诸多的“先进控制”、“主动控制”等概念,但主要要解决的技术问题不外乎美国高性能涡轮发动机综合技术(IHPTET)计划中归纳的三个方面,即:增加控制性能;减轻重量;提高对不利环境的容限。特别是全权限数字式电子控制(FADEC)技术的发展、微处理器能力的进一步开发,使得发动机控制系统有望通过控制提高单个部件的性能来改进发动机的性能。高稳定性发动机控制技术即是一个实例。

通过采用多种方法减少设计裕度来实现了发动机的高稳定性控制,提高了发动机的适用性,获得了包括减轻重量、延长寿命、降低油耗率、提高推重比、减少维护费用等收益,并将为改进发动机的性能设计开辟新的途径,这无疑应成为研制先进发动机控制系统的重要方向。若在对现行发动机进行改型时或在新型发动机设计阶段就采用这种控制设计,则将带来更为可观的收益,其意义将更为深远。

就目前的技术状况,尚需对部件动态物理现象及部件间相互作用的模型做进一步的研究和验证;需要取得部件对不利环境容限的更多的试验数据。此外,由于控制参数的增加,就需要更多的能在高温下工作的传感器和快速响应的作动器。在这些领域中还需做许多创造性的工作才能最终实现先进发动机控制。

参 考 文 献

[1] Ralph, J A, Bansal, Indar, Boush, R M. Advanced

control for airbreathing engines[R], NASA CA 189203—189205, 1993.

[2] Adibhatla, S, Brown, H. et al, Intelligent Engine Control [R], AIAA—92—3484, 1992.

[3] AY Sokolov. Intelligent Control Systems of Air Breathing Engines[R]. ISABE 99—7103, 1999.

[4] Orme, John S, Connors, Timothy, R. Supersonic flight test results of a performance seeking control algorithm on a NASA F—15 aircraft[R], AIAA—94—3210, 1994.

[5] Ntalaria and M Kurosaki, et al. Active stall Control In Axial Flow Compressor Using Artificial Hub Stall [R]. AIAA—97—2656, 1997.

[6] Delaat, John C. High stability engine control[R], AIAA—96—2586, 1996.

[7] Robert D, Southwick, George W. Gallops et al, High stability engine control (HISTEC) flight test results[R], AIAA—98—37357, 1998.

[8] John C. Delaat, The high stability engine control (HISTEC), program Flight demonstration phase[R], AIAA—98—3756, 1998.

[9] NASA Glenn Research Center, High stability engine control [R], NASA webpage, last updated—Oct, 1998.

[10] John S, Orme, John C. Delaat, et al, Development and testing of high stability engine control (HISTEC) system [R], NASA/TM—1198—206562, 1998.

[11] NASA Glenn Control and Dynamics Technology Branch Facilities[R], NASA webpage last updated—Nov, 1999.



第一作者简介:

朱旭天 (1947—),男,江苏宜兴人。高级工程师,哈尔滨工业大学热力涡轮机械专业毕业。1985年硕士研究生毕业后分配到中国航空动力控制系统研究所工作,曾任研究室专业组长,研究室副主任等职,1994年以来从事科技情报工作至今。