

军用航空发动机加力控制系统的研究和发展^{*}

朴 英¹, 张绍基²

(1. 北京航空航天大学 动力系, 北京 100083; 2. 沈阳航空发动机研究所, 辽宁 沈阳 100015)

摘 要: 对国外军用航空发动机加力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, 讨论了加力燃油泵、加力燃油调节器、加力燃油计量和分配装置、喷口油源泵和喷口调节器的技术特点、方案选择和研究动向。全权限数字电子控制技术的研究和应用, 将会对军用航空发动机的研究和发展产生巨大的影响。

关键词: 航空发动机; 加力燃烧室; 燃料系统; 发动机控制; 控制系统; 述评

中图分类号: V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 02-0089-04

Research and development of afterburner control system for military aeroengine

PIAO Ying¹, ZHANG Shao-ji²

(1. Dept. of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Shenyang Aeroengine Research Inst., Shenyang 110015, China)

Abstract: The performance of the afterburner control system for the advanced military aeroengine is very important. It's afterburner and control system have been for many years. With the development of the FADEC and the application of the new composite, the afterburner control system tends to be electrical, small-scale and integrative direction, which will significantly improve the performance of the military aeroengine.

Key words: Aircraft engine; Afterburner; Fuel system; Engine control; Control system; Review

1 引 言

对高性能战斗机, 其发动机加力控制系统性能十分重要。50 多年来, 世界各国都在竞相研究和发展军用航空发动机加力燃烧室、尾喷口及其控制系统, 并形成了两种典型风格: 即欧美风格和俄国风格^[1~6]。军用航空发动机加力控制系统主要包括: 加力燃油泵、加力燃油调节器、加力燃油计量装置及燃油分配装置、喷口油源泵和喷口调节器等。随着发动机数控技术的研究和发展以及新型复合材料的应用, 使加力控制系统逐步向数字电子化、小型化、一体化方向发展, 大大改善了军用航空发动机的性能。

2 加力燃油泵和喷口油源泵的研究和发展

加力燃油泵是加力供油系统的主要部件, 直接影响发动机的性能和寿命, 随着高推比发动机的发展和

飞行范围的扩大, 对加力泵提出了大流量、高转速、高压比、耐高温、抗振和工作可靠等要求。

用于各类军用发动机的加力燃油泵有柱塞泵、离心泵和汽心泵。柱塞泵曾作为早期中小推力的军用发动机加力燃油泵, 因流量有限、结构和工艺复杂、制造精度高(如柱塞、分油盘)、抗脏性差、使其在加力燃油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、适于军用战斗机。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制中的一个难点。俄国的 P29-300 发动机加力燃油系统采用两泵三用的设计方案, 即: 主泵(柱塞泵) 提供主燃油系统及小加力燃油; 加力泵(离心泵) 提供小加力以上的燃油, 当主泵出现故障时, 主系统及加力燃油系统共用加力离心泵, 这样避免了离心泵的小流量温升高、压力摆动大的问题, 也增加了主系统的余度。这是俄国研究离心

* 收稿日期: 2000-06-18; 修订日期: 2001-01-04。

作者简介: 朴英 (1959—), 女, 研究员, 博士生, 研究领域为航空发动机控制。

泵扬长避短的独到之处,既简化了结构,又增强了系统的可靠性。

A • -31Φ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。A • -31Φ中的离心泵与早期 P29-300 发动机的加力离心泵十分相似,其中关键件叶轮完全相同,材料为钛合金,轴承选用高精度的滚柱轴承和深沟轴承。

美国解决离心泵的小流量温升高、压力摆动大的方法是:单独安装一个旋板泵作为启动泵。此外减轻加力燃油系统的重量也成为研究中的关键之一。目前美国桑特斯顿公司与普惠公司正联合研究采用轻型复合材料的加力燃烧泵,其中泵的壳体,扩压环和叶轮等采用了轻型复合材料,其特点是耐高温、耐腐蚀、强度高、重量轻。两公司将继续对离心泵耐火保护层进行研究。预计由于轻型复合材料的应用,在 2000 年以后使燃油控制系统重量减轻到 50%。

英国道蒂公司于 1957 年开始研究汽心泵,经过 15 年的研究,于 70 年代初首次把汽心泵用于军用航空发动机加力燃油系统,不到 10 年时间,欧洲带加力的军用发动机都采用了汽心泵。此后美国 GE 公司和法国斯奈克玛公司向英国道蒂公司购买了专利,分别用于 F404, M53 发动机上,并联合进行航空发动机主、加力系统共用一个汽心泵的试验研究。汽心泵是一种带进口节流的离心泵,除具有离心泵的优点外,还具有节能和温升小的特点,但其成本较高,结构稍复杂。目前汽心泵汽/液比可达 1.0。该公司已成功研究并生产了转速范围为 4kr/min~40kr/min 的汽心泵。各国研究的加力泵情况见表 1。

Table 1 Aferburner pumps in the world

Country	Engine	Dump	Fuel flow (L/h)
British	Spey	Vapour pump	25 700
	Adour	Vapour pump	10 500
	RB199	Vapour pump	30 200
US	J47-GE-17	Centrifugal pump	
	J79-GE-8	Centrifugal pump	
	F100	Centrifugal pump	
	F404	Vapour pump	
Russia	P29-300	Centrifugal pump	37 000
	P • -33	Centrifugal pump	32 000
	A • -31Φ	Centrifugal pump	46 000
French	M53	Vapour pump	
	M88	Centrifugal pump	

发动机尾喷口的控制油源通常选用液压油、滑油或燃油作为工作介质。由于液压油和滑油粘度大、润滑性能好,容易使泵压达到较高的压力水平,以驱动高气动负荷的尾喷口。液压油通常借用飞机的液压系统的油源(最大压力为 220MPa)。这种方案的好处是发动机无需设立独立的油源系统;缺点是发动机与飞机共用一个油源,会对飞机操纵系统的动态特性产生不利的影响。由于喷口作动筒工作在高温区,容易污染液压油源。英国斯贝发动机尾喷口采用独立的滑油系统,能够较好地完成喷口的控制任务,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。目前多数发动机喷口控制系统采用燃油作为工作介质,喷口油原泵选用高压柱塞泵,如 A • -31Φ发动机的喷口油源泵最大压力为 220 MPa,流量为 3 600 L/h,并且正在研制高流量/重量比的喷口油源泵,在重量基本不变的情况下,流量提高到 4 800 L/h,首次翻修期限由 300 h 提高到 1 000 h。

3 加力供油方案

在涡扇发动机加力燃烧室供油系统中,出现过“串联”供油和“并联”供油方案,其发展和变化与加力燃烧室进气方式有着一定的联系。英国涡扇发动机加力燃烧室研究经历了从混合进气改为平行进气的过程,其加力调节器由“串联”供油变为“并联”供油。从供油机理上看,“串联”供油结构简单和稳定性好,但供油精度低;“并联”供油流量范围大,调节精度高,便于解决加力泵系统的匹配。各供油通道独立,易于控制。平行进气重量轻、推重比大、总压损失小,但外涵温度底,组织燃烧困难。混合进气易于组织加力燃烧室的燃烧,供油方式简单,但因有混合段筒体,加大了重量,影响推重比,混合斗使总压损失加大。各国普遍采用“并联”供油(见表 2)主要基于加力燃油流量范围的扩大以及数控系统控制变量的增多。美国 F100 加力燃烧室采用平行进气,早期加力供油分 5 区,后改为 9 区、11 区, F100EMD 发动机改为 16 区供油,其加力供油装置集加力燃油计量装置和燃油分区装置于一体,数字电子控制器为复杂的分区控制提供了必要的保证^[1]。

加力燃油计量方法出现过两种:一是定压差、变窗口面积的计量方法,二是控制压降法(设计适当的柱塞型面以得到流量与柱塞前后压差为线性关系,见表 2)。第一种方法结构复杂,需补偿燃油密度,

加工工艺复杂, 流量特性的可调整性较差。

Table 2 Fuel supply modes in the world

Country	Engine	Inlet mode	Supply mode	Control mode
US	F100	Parallel	Parallel	Pressure differential
	F404	Mixed		constant
	F110	Mixed		Valve orifice variable
British	Spey	Mixed	Serial	Differential constant
	Adour	Mixed	Serial	Orifice variable
	RB199	Parallel	Parallel	Differential constant
	EJ200	Parallel	Parallel	Orifice variable
Russia	P29-300	Mixed	Parallel	Differential constant
	P-33			Orifice variable
	A-31Φ			
French	M53	Mixed		Differential
	M88	Parallel		variable

4 加力数控系统的研究和发展

随着发动机加力性能的不断提高, 对加力控制系统的功能、响应和计算能力提出了日益严格的要求, 需要控制和测量的参数也相应增多, 从而使液压机械式燃油系统向全权限数控系统(FADEC)发展。英美等西方国家于 20 世纪 60 年代末着手研究 FADEC, 70 年代中期就开始在军用发动机 F100 上进行发动机数字电子控制系统的验证, 明确证实了数控系统完全满足发动机控制系统的性能、使用和维护等项目要求。80 年代初各型号发动机的 FADEC 进入试验阶段, 80 年代中期以后 F100 发动机数控系统在 F15, F16, F22 等战斗机上相继服役。数控系统积累了 40 多万小时的飞行经验, 无故障间隔时间超过 2 万小时, 显示其巨大的优越性和可靠性。加力控制系统采用数字电子控制后, 控制方案选择更加合理, 控制规律修改方便, 结构趋于简化和通用标准化设计, 也减轻了整个系统的重量和体积, 微电子技术的飞速发展促进了 FADEC 系统。

由于 FADEC 固有的特点, 改进了军用发动机加力控制性能, 使发动机性能在接近理想的限制条件下进行工作。采用 FADEC 后加力燃烧室在高空小表速稳定燃烧的工作极限得以改善。美国 J79 发动机的液压机械式加力调节器输入、输出信号分别为 6 个和 4 个, F100 和 PW1120 发动机加力数控系统输入、输出信号则分别为 9 个和 7 个。液压机械式加力调节器大量使用凸轮、杠杆和精密偶件, 工艺复杂、制造成本高、体积大、重量问题较突出。英国道

蒂公司为改型的 RB199 研究了加力数控系统, 使系统成本降低 40%, 重量减轻 20%。F100 采用 FADEC, 控制 16 区加力供油, 推力增加 15%~20%, 加速时间减少了 23% (Ma 数为 2 时)^[1]。

5 加力燃油计量装置的研究

FADEC 控制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。

涡扇发动机加力燃烧室的燃油流量较大, 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, 俄国的 A-31Φ 主燃油调节器则大量采用了经热处理的硬度高、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, 而俄国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^[2,6]。

6 喷口控制系统日趋复杂

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

发动机喷口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, 以此达到加力时保持发动机主机状态不变的目的。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的函数的闭环控制, 以此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, 以保证风扇在整个工作中有足够的喘振裕度。

推力矢量喷口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控制。此时发动机的喷口控制由一个自由度发展到 2 个或 3 个自由度的控制。矢量喷口控制已对第四代航空发动机的性能和先进飞机的发展发挥了更大的作用。

(下转第 96 页)

$$K_{10}=3.42, K_{20}=6.14, K_{30}=10.83, K_{40}=18.77$$

4.7 激活能的图估计

由 $E = -dk/b$ 可算得 $E = 0.97\text{eV}$

4.8 正常应力水平 S_0 下的系统 MTBF 的图估计

在加速应力水平 S_4 下, 系统于 t_d 的 MTBF 的图估计为 $M_4(t_d) = 1/(\hat{\alpha}_4 b t_d^{b-1}) = 1151\text{h}$.

在 S_4 下作 ARGT 14h 后的系统, 将之投入正常应力下工作, 其 MTBF 将为 $K_{40}M(t_d) = 21600\text{h}$.

5 结 论

(1) 图方法不需要复杂的计算与高深的可靠性统计知识, 且直观简便易行, 受到工程人员欢迎。

(2) 图方法精度较差, 其误差可达 $10\% \sim 20\%$, 这会使图检验产生模棱两可, 由于精度不够, 其结果因人而异。在较重要的场合, 均采用数值统计方法, 这将在下文中讨论。事实上, 将数值法与图方法相结

合, 将会从 ARGT 数据中获得更多更精确的信息。

参考文献:

- [1] 周源泉, 朱新伟. 论加速可靠性增长试验(I)新方向的提出[J]. 推进技术, 2000, 21(6).
- [2] 周源泉, 朱新伟. 论加速可靠性增长试验(II)理论基础[J]. 推进技术, 2001, 22(1).
- [3] Nelson W. Applied life data analysis[M], New York: Wiley, 1982.
- [4] Reliability growth statistical test and estimation methods[M]. IEC 1164, 1995.
- [5] 周源泉, 翁朝曦. 可靠性增长[M]. 北京: 科学出版社, 1992.
- [6] 茆诗松, 王玲玲. 加速寿命试验[M]. 北京: 科学出版社, 1997.

(编辑: 王居信)

(上接第 91 页)

总之, 未来高性能战斗机的加力控制系统更加依赖于先进的控制方案的选择、新型复合材料的采用、先进的数字电子控制技术和飞推控制系统的高度综合。

7 发展方向

综上所述, 军用航空发动机加力控制系统的发展潜力很大, 特点是发动机数字电子式控制(FADEC)技术的应用, 使得加力燃油和喷口控制器向小型化、综合化、通用化的方向发展。未来加力系统研制应进一步突破以下关键技术: 精确的机载发动机实时模型建模技术; 高性能电子控制器设计技术; 二次集成和专用芯片设计技术; 控制器抗恶劣环境技术(冷却, 电磁兼容性技术); 先进的应用软件设计技术(实现软件的非相似余度); 先进的控制模态设计技术(多变量控制算法, 各种自适应控制算法); 传感器余度设计及先进的解析余度技术; 高性能燃油泵及计量装置设计技术; 状态监视, 软、硬件故障诊断处理技术; 分布式控

制系统设计技术; 先进的控制模态, 先进控制功能设计技术; 新器件, 新材料的应用技术(如光纤, 复合材料, 电子光学设备); 油泵电力驱动装置设计技术; 飞/推综合控制技术; 高温 $430^\circ\text{C} \sim 650^\circ\text{C}$ 电动机械作动装置。

参考文献:

- [1] Meyers L P, Burcham F W. Preliminary flight test results of the F100 EMD engine in an F-15 airplane[R]. NASA TM-85902.
- [2] Jean Christophe corde. SNECMA M88 engine development status[R]. ASME 90-GE-118.
- [3] Lane R J. EJ200-the engine for the new European fighter aircraft[R]. ASME 90-GE-119.
- [4] Putnam T, Christiansen R. Integrated controls payoffs[R]. AF-AA 89-2704.
- [5] Shrider Adibhalta. Propulsion issues in design of integrated flight and propulsion control system[R]. AIAA 94-3610.
- [6] Anon. Thrust vectoring Str 37 demonstrates agility[J]. Aviation week & space Technology, 1996, september 9.

(编辑: 盛汉泉)