

航空发动机加力控制系统的研究与发展

马 龙¹ 贾继伟² 常 量¹

(1 中国人民解放军空军航空大学; 2 吉林大学 长春 130000)

摘 要:本文对国外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 发动机控制

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。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,大大改善了航空发动机的性能。

2 加力控制系统简介

2.1 加力控制系统的概念

加力控制主要指复燃加力控制。由于加力控制系统是在主发动机工作的同时进行的,加力控制系统必然与转速控制系统同时工作。加力控制系统可以是开环控制系统,也可以是闭环控制系统,或者二者都有。由于发动机在加力工作时,必须保证涡轮膨胀比不变,因此闭环控制系统的功能是:当喷口面积变化或发动机干扰输入量变化引起涡轮膨胀比变化时,通过调节加力燃油流量,使涡轮膨胀比恢复给定值。

2.2 加力控制系统的控制原理

加力控制可采用的控制量是加力供油量及尾喷口面积;而可能的被控制量则有加力温度加力燃油比及涡轮落压比。

2.3 结构方案

由于加力供油量大,故采用由发动机直接传动的汽油泵供油。加力时发动机转速基本不变,故用开口截流的方法以控制油量。为此,在油泵之后设计活门,依靠压差活门,保证计量活门前后压差一定,则控制计量活门的开度即可按比例地控制加力供油量。

3 开环加力温度控制系统

开环加力温度控制系统是根据干扰量变化,按补偿原理工作,即根据流过发动机的空气流量,调节供油量。在开环加力控制系统中,通过保持油气比不变来近似的保持它不变。

开环加力控制器包括气压调节器和流量活门。气压调节器由膜盒,测量原件,杠杆,调节弹簧,喷嘴挡板液压调节器和油泵组成。流量活门在油量出口与喷嘴之间的油路上,它由活门,衬套和调准弹簧等

组成。在油泵出口阻力一定的情况下,气压调节器调节的加力燃油量与压气机出口压力的平方根成正比。当取 C 为不同值时,仅当压气机出口压力为定值时,气压调节器供给的油量与开环控制要求的油量一致,偏离这一状态时,“供给”与“要求”的流量就不一致了。

4 加力燃油泵和喷口油源泵的研究和发展

4.1 加力燃油泵的要求及发展

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,随着高推重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 P292300 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。

4.2 美国的研究方向

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。目前美国桑特特朗公司与普惠公司正联合研究采用轻型复合材料的加力燃油泵,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%。

4.3 英国的研究成果

英国道蒂公司于 1957 年开始研究汽心泵,经过 15 年的研究,于 20 世纪 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 110。该公司已成功研究并生产了转速范围为 $4\text{kr}/\text{min} \sim 40\text{kr}/\text{min}$ 的汽心泵。

5 典型加力控制系统的发展研究

5.1 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。由于 FADEC 固有的特点,改进了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 后加力燃油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%。

5.2 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AJ231Φ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。

6 发展方向

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。

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的发展和飞推控制系统的高度综合。

参考文献:

- [1]管彦深,张加桢.加力燃烧室的控制[J].航空动力装置控制,1985.
- [2]樊思齐,徐芸华.航空发动机的加力控制及典型系统[J].航空推进系统控制,1995.
- [3]金延中.飞机动力装置及应用[M].空军航空大学出版社,2006.
- [4]刘爱萍,姚华.高推重比发动机全权限数字电子控制系统研制和半物理仿真试验验证[J].航空发动机,2003.
- [5]樊思齐.航空发动机控制[M].西北工业大学,2008.

作者简介:

马龙,讲师,从事航空发动机研究。E-mail:kgybaobei@sohu.com