

从F100看战斗机发动机研制思想的进步

Development Thought Progress of Fighter Engine Causing by F100

李伟 / 沈阳发动机设计研究所

摘要:自20世纪60年代后期, F100发动机经历了方案论证、型号研制、初期使用、耐久性提高、改进改型、使用保障等阶段, 目前仍是第3代前线战斗机F-15和F-16的主要动力装置。通过F100发动机的研制历程, 可以发现无论是F100发动机性能极大提高与改进改型成功的经验, 还是F100发动机使用初期故障频发、与空军出现争议、转入生产遇到困难、批量使用故障时发等, 都值得总结和借鉴。

关键词: F100发动机; 战斗机发动机; 研制思想; 第3代战斗机

Keywords: F100 engine; fighter engine; development thought; third generation fighter

0 引言

F100发动机是美国普惠公司研制的一种双转子加力涡扇发动机, 是世界上最早投入使用的推重比为8的战斗机发动机之一。

1968年4月, 在美国空军和海军联合提出的空中优势战斗机发动机初始工程发展计划下, 普惠公司开始F100发动机方案论证。1968年8月, 普惠公司与美国空军签订制造和试验1台验证发动机的合同。1970年3月, 在与GE公司的GE/10验证发动机竞争中获胜后, 普惠公司获得全尺寸工程研制合同。F100于1970年12月实现首台运转, 1972年2月进行了60h飞行前耐久性合格试验, 1972年7月, 在F-15战斗机原型机上首飞试验, 1973年1月至10月通过了150h定型试车, 1974年11月交付空军使用。

在整个研制阶段, F100发动机在经历了推动F-15和F-16战斗机创造多项世界纪录和独家垄断F-15和F-16战斗机发动机市场的辉煌的同时, 使用初期故障频发和长期使用后出现时有出现的故障, 引发了战斗机发动

机研制思想的不断进步, 非常值得研究与总结。

1 初始型号的成功印证了技术创新是跨越发展的关键

20世纪60年代中后期, 由于急迫地需要外场可使用的战斗机与米格-25“狐蝠”战斗机及其他苏联战斗机抗衡, 美国空军决定研制中空格斗战斗机, 要求该战斗机既要具有突出的空中格斗性能, 又要兼顾对地攻击能力, 因而所配装的发动机具有较高的推重比和较好的进气道/发动机匹配性能。通过竞争, 选定普惠公司的F100发动机作为中空格斗战斗机F-15的动力装置。

为了满足空军的要求, 普惠公司采用“尽量增大发动机推力和减轻发动机质量”的总体设计思想, 在“先进涡轮燃气发生器计划”和“战斗机推进分系统综合计划”研究成果的基础上, 采用了美国当时几乎所有可行的新技术, 尽可能地提高发动机的热效率、减小风扇和压气机的直径、增大发动机的推力。为此, F100-100发

动机的性能参数选择了高增压比(23)、高涡轮进口温度(1399℃)和小涵道比(0.6), 采用了大量的新颖结构、先进材料和革新工艺。

F100-PW-100发动机的推力为23840lb, 推重比达到7.6, 与当时的发动机相比, 跨声速/超声速性能显著提高。在投入使用后, 美国空军飞行员立即对F-15战斗机留下了很深的印象: 该战斗机可以直线加速向上爬升, 机动飞行拉8g, 超过了任何其他同类战斗机, 并于1975年初创造了8项世界爬升记录, 从地面开始滑跑到直线向上拉起6.4km只用了2min多一点的时间。1975年, F100-PW-200发动机又成为轻型战斗机F-16“战隼”的唯一动力。这样, F100发动机成为F-15“鹰”和F-16“战隼”战斗机的唯一动力, PW公司成为F-15“鹰”和F-16“战隼”战斗机唯一的发动机供应商。

此时, F100发动机的研制可谓一帆风顺, 并赢得了美国空军的高度赞许。因为F100发动机是利用1962~1964年设计并验证的STF200核心机的研究

成果,以1965~1966年设计的JTF-16验证机研制的带加力JTF22验证发动机为基础研制的。F100发动机的成功研制,印证了技术创新对跨越发展的关键作用,也更加坚定了走技术预研和技术验证机的道路。而此时正是美国实施ATEGG和APSI预研计划的尝试期。

2 初期使用的故障频发催生了研制商竞争机制的诞生

F100-100/200发动机的发展并非一帆风顺。据美国空军统计,从1974年11月投入使用到1979年4月,美国空军共购买1100台F100发动机,累计飞行25万小时。其间,F100发动机出现了547次喘振和悬挂失速故障、47次涡轮叶片和导向叶片故障、60次主燃油泵故障、10次加力燃油泵轴承故障及电子调节系统故障,而且有些故障长时间没能得到解决,严重影响了F-15和F-16战斗机的使用,曾一度导致美国空军战斗机面临停飞的危险。为此,美国空军要求普惠公司解决这些问题,普惠公司认为:自己已经满足了空军提出的最初技术要求,并且已经提醒美国空军这种发动机存在高使用费用的可能性;可能是出于空军需要F100发动机且是该发动机的唯一供应商的考虑,普惠公司要求美国空军承担解决这些问题的相应费用。美国空军感到:普惠公司是“傲慢的并且反应迟钝”;普惠公司只对严格按照合同规定和合同利润的最大化感兴趣;而美国空军自己在通过合同寻求解决办法的过程中几乎没有讨价还价的能力。恰在此时,GE公司自己投资2000多万美元,利用F101发动机核心机和缩比的F404发动机低压部件,为美国海军F-14战斗机组装并试验了1台F101X验证发动机。在试验中,该发

动机没有出现F100发动机存在的耐久性和滞止失速问题,引起了美国空军的极大关注。加之,明显察觉到普惠公司对解决F100发动机问题响应不积极,美国空军于1979年2月与GE公司在联合的发动机型号衍生计划(EMDP)下签订了为期30个月的7970万美元的研制F101 DFE(衍生战斗机发动机)固定价格合同,即:开始支持GE公司研制F100发动机的替换发动机。这就形成了普惠公司与GE公司、F100发动机与F110发动机的竞争态势。

GE公司和普惠公司都急切且全力地改进自己研制的发动机。GE公司利用2年的时间完成了F101DFE发动机在F-14和F-16战斗机上的飞行试验,利用3年多的时间完成F110发动机全尺寸工程研制发动机的所有地面和飞行验证,并于1986年10月投入使用,满足了美国空军的要求,打破了F100发动机垄断F-15和F-16战斗机发动机市场的局面。普惠公司不得不对解决发动机问题做出更快的响应,在部件改进计划和型号衍生计划下,利用美国空军和普惠公司自己的总计6亿多美元的经费,对F100发动机进行了改进设计和大量的海平面、高空台和飞行试验验证,也在保持F100发动机高推重比的同时解决了耐久性和可靠性问题,最终改型研制了性能、耐久性、可靠性和安全性等方面取得综合平衡的F100-220发动机,并重新获得了美国空军的认可。但这已经改变不了GE公司的F110发动机在1986年以后的相当一段时间内在军方采购合同中占较大的份额的局面。在20世纪80~90年代,利用可替换战斗机发动机计划,美国政府在先进战术战斗机(ATF)发动机研制计划和F100/F110提高性能发动机(IPE)计划下,一直保持着

GE公司和普惠公司的持续竞争。

总之,初期使用的故障频发,催生了研制商竞争机制的诞生。这一竞争的结果是使得美国政府在这两个合同商之间发挥了杠杆作用,最终使发动机采购成本降低、性能提高和合同内容得到完善:对于国家利益来说,一是更易于提高合同商的响应性,最终以更低的费用研制出更好的发动机;二是在早期开始可替换发动机的研制,能影响战斗机的设计,甚至发动机的主要设计,进而更好地优化发动机/战斗机;三是加速国家战斗机发动机技术的竞争发展。这一思想在20世纪90年代中期的联合攻击战斗机发动机研制中又得到了应用。

3 在改进发动机的基础上发展了综合平衡的研制思想

从投入使用到1979年4月,F100-100发动机在作战适用性、可靠性、耐久性和维护性方面,出现了非常严重的问题,严重地影响了F-15和F-16战斗机的使用。分析其原因主要包括以下两个方面。

一是美国空军过分追求高性能,没有将可靠性放在同等重要的地位。在研制之前,美国空军要求:发动机推重比几乎为当时发动机推重比(4:1)的2倍;在F100发动机研制阶段,即使普惠公司提醒美国空军强调推重比会使发动机维护费用非常昂贵,由于急迫地需要外场可使用的战斗机与米格-25等苏联战斗机抗衡,美国空军仍然声明,如果必须进行折中,那么研制的优先顺序是“推力、质量,然后才是其他指标”。为此,F100发动机采用了大量的有指望但没有验证的新技术、新材料和新工艺。

二是发动机试验不充分。F100-

100发动机的研制就是按当时正在制定中的MIL-E-5007D的思想进行的。投入生产和使用前,按照型号规范要求完成的2个重大里程碑性的试验(60hPFRT和150hQT),没有反映出外场实际使用的环境,也没有进行会导致低循环疲劳故障的油门动作。在投入使用后,在F-15和F-16战斗机飞行中所做的大的机动动作以及对油门杆的频繁推拉,F100-100发动机的温度与转速发生快速的变化,造成主要零件应力循环变化多,从而导致了部件在苛刻条件下过早损坏,出现大量故障。据统计,在2000h的实际使用中,战斗机发动机一般包括20000个Ⅲ型循环(慢车-中间推力/最大推力-慢车)和1900个I型循环(0-中间推力/最大推力-0),而F100发动机150hQT仅包括300个Ⅲ型循环和25个I型循环。

为此,美国空军与普惠公司在1975~1979年,在改善F100发动机的可靠性方面作了大量改进,但收效并不显著;在1980~1984年,又投入2.83亿美元的资金,继续开展发动机型号衍生计划和部件改进计划,引入经过验证的先进技术;并全面贯彻正在形成中的增加了结构完整性大纲(ENSIP)的MIL-E-5007E(AS)和MIL-E-87231(1985年9月10日发布)的要求进行试验考核和验证,研制了性能降低但可靠性、耐久性、可维护性等提高的F100-PW-220发动机。该发动机引入了全功能数字式发动机电子控制器(DEEC)、单晶合金涡轮叶片、提高流量/压比的风扇、加力燃烧室先进燃油管理系统、长寿命的核心机/齿轮泵等先进技术。按照MIL-E-87231的要求,完成了初始飞行许可(IFR)、全面飞行许可(FFR)、初始使用许可(ISR)和工作能力许可(OCR)4个阶段的试验。

这4个阶段都包括二类试验:耐久性试验,包括AMT和循环耐久试验,试验循环由1500TAC增加到4000TAC;高空试验。除了展示了令人满意的性能外,F100-220发动机还展示了杰出的可靠性和耐久性,热端部件(如涡轮叶片)累积工作4300TAC(相当工作7年)后还像新的一样,工作12900TAC后仍保持相当好的状态。

20世纪90年代,在改进改型研制F100-229/-229A/-232发动机中,普惠公司又贯彻了正在形成中的JSSG-2007的要求。JSSG-2007将MIL-E-87231中的4个阶段又细分为工程和制造研制时期,以及生产、外场使用和工作支持时期。前一时期以初始飞行许可(IFR)为终极目标,在IFR前细分了初步设计审查(PDR)和关键设计审查(CDR)步骤;后一时期以全面飞行许可(FFR)为起点,经历初始使用许可(ISR)、工作能力许可(OCR),以实现全面装备、铺开使用。最终,F100-229/-229A/-232发动机获得了高可靠性、高耐久性、好可维护性和高性能,并且大大缩短了研制周期,降低了全寿命周期成本。

可见,随着战斗机发动机研制经验的不断丰富和对战斗机发动机研制理解的不断深入,战斗机发动机的研制思想和军用标准也在不断成熟和完善。

4 可生产性问题加速了一体化设计思想的发展和应用

可生产性思想最初主要强调以较少的采办费用在最短的生产周期内获得一些系统。例如:F100-PW-220发动机在研制中没有重视可生产性思想,在1986年转入全面大批量生产时遇到了重大的可生产性难题,无法满足美国空军发动机/成套部件的需求。

为此,普惠公司管理高层创立了内部执行检查小组(ERG),以利用在F100-PW-220发动机设计和研制中得到验证的管理经验确定如何更好地完成转入生产。这项检查促使普惠公司在1987年改变了策略,创立称之为“设计到加工”的多功能小组。这种小组使制造工程师、供应商、质量工程师等在设计过程中具有了比以前更重要的作用。1990年,美国空军将其扩展到包括从方案设计、生产到外场保障的发动机整个寿命期,被称为“一体化产品研制(IPD)”。各个小组被称之为“一体化产品小组(IPT)”。这个概念促使在设计 and 研制的所有阶段采用多学科小组,以确保各学科的作用得到发挥和用户得到综合平衡的产品。自20世纪90年代以来,一体化产品研制方法已经广泛应用在F-22、F-35等战斗机、F100-PW-229A、F119、F135、F136等战斗机发动机和GE90、GP7000、GENx、遑达900、遑达1000等商用发动机,成为标准的工程方法。

5 故障时发加深了对在使用中逐步成熟的研制思想的理解

如前所述,F100-100/200发动机在使用初期出现了大量的故障,而提高耐久性和可靠性的F100-PW-220发动机和以其为基础改进研制的F110-PW-229/232发动机仍然出现了很多故障,如表1所示。

总之,尽管发动机设计竭力精益求精,试验尽量全面且充分,但是,这也不可能揭示出发发动机的所有故障模式。为此,在投入使用期间,不论是在设计上强调高推重比、而忽略了耐久性与可靠性的F100-100/200发动机,还是以牺牲F100-100/200发动机的性能来提高可靠性而改进研制的

表1 F100-220/229发动机故障

1985~1990	出现了发动机空中停车、压气机喘振、叶片损伤、喷管烧毁、燃油泄漏等问题,F-16战斗机因此出现多起一等事故。
1990	出现了6次F-16战斗机的一等事故。 由F100发动机风扇盘破坏和第4级涡轮盘损坏,造成2起F-15战斗机一等事故;由第4级压气机叶片损伤、第2级和第3级风扇间垫片破坏、加力燃烧室起火以及发动机失火,造成4起F-15战斗机二等事故;由发动机喘振和停车、加力燃烧室烧穿以及鸟撞,造成F-15战斗机多起三等事故。
1991	F100-220发动机高压涡轮轴承腔处篦齿出现裂纹并断裂,第4级涡轮转子叶片出现裂纹,造成190架F-15战斗机停飞。
1992~1996	F100发动机出现了一系列的故障,包括第2级低压涡轮叶片疲劳断裂、第1级风扇叶片故障、燃油歧管和夹紧系统设计缺陷、高压涡轮后叶片保持器断裂、可调静子叶片系统设计问题以及密封装置故障,造成F-16战斗机出现11次大的故障。
1997~1998	F100-229发动机出现了一系列的故障,包括组件间隙控制不当导致压气机失速、第1级高压涡轮叶片和燃烧室壁板氧化和腐蚀超过预期速度、燃油喷嘴焦化并出现裂纹以及燃油歧管出现循环疲劳裂纹,造成20多架F-15E战斗机停飞。为此,PW公司重新定位第6级压气机导叶,并修改了电子控制器的软件,消除了因部件磨蚀性能恶化造成的压气机失速;采用在燃烧室壁板上涂隔热涂层,消除燃烧室壁板裂纹;改进了燃油喷嘴和歧管的设计,提高了其耐久性;改进了涡轮的叶片和导向器的冷却方式,并增加了隔热涂层,改进了涡轮的设计。
1998~1999	F100-220发动机出现了一系列的故障,包括第1级低压涡轮叶片损坏、加力筒体焊接处断裂、数字电子控制器控制逻辑失效、燃烧室供油柔性输油管腐蚀导致燃油外泄失火、尾喷管控制组件故障,造成F-16战斗机出现6起一等事故。为此,改进了低压涡轮单元体,新设计第3级风扇叶片和轮盘,采用锻造并化学铣加工加力筒体。

F100-220发动机、保留F100-220发动机高的可靠性而大幅度提高推力改进研制的F100-229发动机,在投入使用初期以及在使用多年后,都出现了大量的可靠性和耐久性故障,不得不不断地进行改进和完善。这充分说明战斗机发动机设计、研制和使用是“不断排除故障,不断改进部件,逐渐走向成熟”的过程。

6 结束语

在F100发动机经典的研制过程中印证的一些研制理念、引发的一些研制机制发展的一些研制思想,催生的一些研制方法,非常值得深思,以促进战斗机发动机技术、产品与产业的进步。

AST

参考文献

- [1] 梁春华. F100发动机的研制与启示[R]. 沈阳发动机设计研究所, 2011.
- [2] 梁春华. 第3代战斗机发动机的

改进改型[J]. 航空发动机, 2004, 30(4): 53-58.

[3] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 1-8.

[4] Dabney T R, Hirschberg M J. Engine wars: competition for US fighter engine production[R]. AIAA 98-3115.

[5] 沈迪刚, 田忠贤, 张致君. F110发动机系列的研制道路给我们的启示[J]. 航空发动机, 1997, 23(1): 50-52.

[6] Hamer D, Ballard G. F-15 flight test experience with the F100-100 engine [R]. AIAA 74-1162.

[7] Sams H. F-15 propulsion system design and development [R]. AIAA-75-1042.

[8] Caleen R L, Bahan T E, Johnson E A. Logistics management of F100 engine through operational introduction[R]. AIAA 75-1291.

[9] Sammons J, Ogg J. Using

accelerated mission testing as a tooling within the F100 engine CIP program[R]. AIAA 78-1085.

[10] Deskin W J, Hurrel H G. Summary of NASA/air force full scale engine research using the F100 engine[R]. AIAA 79-1308.

[11] Lancaster L T G, Eshbach R E. The F100 engine[R]. SAE 801110.

[12] Cowie W D, Stein T A. Development trends in engine durability[R]. AIAA 83-1297.

[13] Myers L P, Burcham F W. Preliminary flight test results of the F100EMD engine in an F-15 airplane[R]. AIAA 84-1332.

[14] Edmunds D B, McAnally W J. Lessons learned developing a derivative engine under current air force procedures[R]. AIAA 84-1338.

[15] Koff B L. Designing for durability in fighter engines[R]. ASME 84-GT-164.

[16] Auzier T, Bonner G A, Clevenger D, Finger S N. Military engine durability improvements through innovative advancements in turbine design and materials[R]. AIAA 85-1221.

[17] Creslein W E. Developing a derivative engine[R]. AIAA 85-1462.

[18] Koff B L. F100-PW-229 higher thrust in same frame size. ASME-88-GT-312.

[19] Leamon G E, Chokshi M D, Khalid S J. Maturing fighter engines through flight testing[R]. AIAA 97-5523.

作者简介

李伟, 工程师, 主要从事科研管理工作。