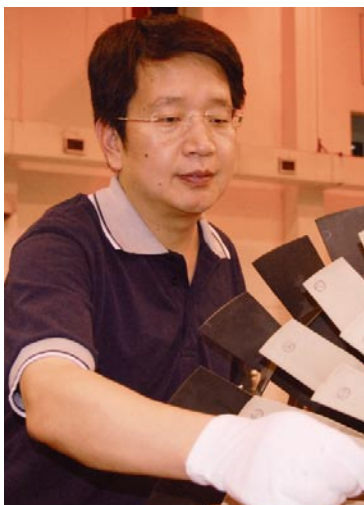


大型飞机用发动机的特点 及关键制造技术

Characteristics of Aeroengine for Large Aircraft and Its Manufacturing Technology

西安航空发动机(集团)有限公司 马建宁

西北工业大学现代设计与集成制造技术教育部重点实验室 张定华 王增强 李 山 吴宝海



马建宁

研究员级高级工程师,西航公司副总工程师、总工艺师。长期从事航空发动机制造技术研究,承担了多个军品科研项目攻关任务,荣立中国一航个人二等功、三等功各一次。2002年被国防科工委批准列入“511人才工程”学术技术带头人范围,2007年被总装备部聘为总装备部航空动力技术专家组成员。

发展大型飞机对于保障国家安全,提升国家综合实力,改变经济发展模式,促进科技进步等都具有非常重要的作用。研制和发展大型飞机,

国外的成功经验和先进制造技术的发展表明,我国大飞机用航空发动机的研制必须将专业的制造技术与信息技术、管理技术进行有机地结合,并将计算机技术综合应用于设计、制造、检测、管理、销售、使用、服务等发动机研制的全过程。

是国家工业、科技水平和综合实力的集中体现,对增强我国的综合实力和国际竞争力具有极为重要的意义。大飞机的技术扩散率高达60%,开展大飞机研制能够带动新材料、现代制造、先进动力、电子信息、自动控制、计算机等领域关键技术的群体突破,拉动众多高技术产业的发展。作为大型飞机的“心脏”——大型发动机,其研制的技术难度和投资的风险非常高。我国在《国家中长期科学和技术发展规划纲要》和《“十一五”规划纲要》中已经把大型飞机列为重大专项工程,而且要求配装拥有自主知识产权的大涵道比涡扇发动机。本文结合大飞机用发动机的特点对其关键制造技术作了初步探讨和分析,并对我国研制和生产大飞机用发动机提出了几点参考建议。

大飞机用发动机的性能特点

所谓大飞机,是指起飞总重量超过100t的运输类飞机,包括军用和民用大型运输机,也包括150座以上的干线客机。大飞机的发动机应该具备高可靠性、长寿命、节能环保以及低成本运行等基本要求,在发动机的结构上,具有大涵道比、零件整体化、轻量化等特点并尽可能多地采用复合材料。

与军用战斗机发动机相比,大飞机用发动机的主要特点具体表现为:

(1) 安全可靠性强。

安全性主要指低的空中停车率(现已降至0.002~0.005次/1000飞行小时)。为满足这一要求,大飞机用发动机普遍采用了较大的核心机尺寸和较低的涡轮前工作温度。

发动机的可靠性是衡量允许双发客机延程飞行(ETOPS)的关键因素。大型民用客机的研究表明,降低2%耗油量能够使直接运营成本(DOC)值下降1%;降低10%的维修成本也只能降低约1%的DOC值。而基于可靠性要求设计的发动机,其固有DOC的下降高达6%。可见,安全可靠是降低大飞机运营成本最为有效的手段之一。同时,大型民用飞机发动机在保证高可靠性的前提下,还要求具有长的服役寿命。目前先进的发动机寿命已超过40000h。为了保证长寿命和高可靠性,民机发动机的推重比通常比军机要低。

(2) 节能环保。

为了实现大涵道比航空发动机的节能与环保,国外在改进成熟发动机和研制新型发动机如GP7200、遑达900、GENx的同时,也制定并实施了一系列促进节能和环境友好的计划。美国超高效发动机技术(UDET)计划的目的是研究降低发动机的噪声排气污染、提高发动机经济性的新技术。与GE90发动机相比,新研制的发动机要求燃油消耗降低10%,使用费用降低50%,噪声降低10dB,NO_x排放量降低20%。在欧盟高效和环境友好的航空发动机(EFAE)计划中,其目标是使CO₂排放量降低12%~20%,NO_x排放量降低80%。欧洲航空研究顾问委员会(ACARE)在2020年研究展望中承诺,航空发动机噪音和CO₂排放量将在现有基础上降低一半。

(3) 良好的维修及维护性能。

为了使发动机具有良好的视情维修能力,通常配合使用孔探仪检查、原位无损探测和全权限数字控制的方法,对发动机运行状态进行监视。为了在远距离获得发动机的运行数据,普惠公司采用了内置检查的无线系统,减少了发动机的维护成本并延长了发动机的在役时间。目前民用涡扇发动机在大修/退役之间

的在役时间已超过30000h或20000个飞行循环。

(4) 经济性好。

大飞机用发动机设计与制造需考虑的关键之一是用户负担得起其运行及维护费用,这促使发动机制造商在注重发动机气动性能、可靠性、维修性和使用寿命的同时,必须尽可能地降低发动机采购、使用和保存的费用。国外主要的航空发动机技术计划也将提高经济性作为主要目标之一。美国综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划的一个主要目标就是使发动机的经济可承受性在F119发动机的基础上提高2倍,而VAATE计划则力争使发动机的经济可承受性指标在F119发动机的基础上提高10倍。

大飞机用发动机的结构特点

从结构上讲,大飞机用航空发动机的结构特点主要表现在以下几个方面:

(1) 外轮廓尺寸大。

例如,GE90大涵道比涡扇发动机是GE公司专为B777飞机发展的节能(Energy Efficient Engine,即E3)发动机。其中GE90-B4发动机的主要参数为:总增压比39.3(其中10级高压压气机达到23),起飞推力38920daN,风扇直径3120mm,涵道比8.4。起飞推力越来越大是高涵道比发动机的一个发展趋势,目前已经超过50000daN。与之相适应,大推力高涵道比发动机的外廓尺寸也相当大。20000daN推力发动机的风扇直径大约为1.5m,40000daN推力的发动机风扇直径则在2m以上(如PW4090发动机风扇直径达2.84cm),而50000daN的则高达3m以上(如GE90-115B)。

(2) 结构的整体化。

为了适应发动机的高可靠性、低成本的要求,发动机结构设计向整体化方向发展,零件的数量大大减少。

这主要表现在,风扇及压气机叶片从有凸肩窄弦叶片变为宽弦叶片,叶片数量减少1/3;盘片分离连接结构转变为整体叶盘、整体叶环;各级转子叶片之间的螺栓连接变为转子分段焊接;静子整流叶片从单片结构转化为静子叶片组结构,即三联叶片、五联叶片、七联叶片或半环形整体静子叶片环;常规涡轮或有导向器的高低压对转涡轮向无导向器对转涡轮结构转化等。

(3) 轻量化。

整体叶盘、金属基复合材料整体叶环的风扇和压气机新结构的采用,使其转子的重量较之传统的盘片榫齿结构下降30%~40%;钛合金实心叶片向钛合金宽弦空心叶片转变,重量减轻25%~30%。同时,为了实现发动机的轻量化,具有密度低、比强度高、固有特性的复合材料在大飞机发动机上的应用日趋广泛。比强度和比模量高、耐疲劳与耐腐蚀性好、阻噪能力强的树脂基复合材料在航空发动机冷端部件如风扇机匣、压气机叶片和包容机匣、发动机短舱及反推力装置等部件上得到广泛应用;耐温性好的碳化硅纤维增强钛基复合材料则在压气机叶片、整体叶环、盘、轴、机匣等部件上获得广泛应用;密度小、力学性能高、耐磨性及耐腐蚀性好的陶瓷基复合材料,尤其是纤维增强陶瓷基复合材料,已逐渐开始用于发动机高温部件(如喷管调节片等)上,并正在尝试应用于燃烧室火焰筒、涡轮转子叶片、涡轮导流叶片等部件。

大飞机用航空发动机关键制造技术

先进的材料和工艺是大飞机用发动机实现减轻重量、提高性能、改善研制和使用成本的关键。根据对国外大飞机用航空发动机技术水平的了解和分析,我国发展大型涡扇发动机至少需要突破以下关键技术:

1 宽弦叶片制造技术

长叶片的颤振问题是转子叶片的常见故障之一。高涵道比涡扇发动机外形轮廓更大,其风扇叶片也 longer (GE90-115B 的风扇叶片长度超过 1m)。以往长风扇叶片通常采用叶身凸台(有的成为阻尼台)结构来抑制颤振,有的长叶片甚至采用两道凸台。这种结构不仅会增加叶片重量,而且减少风扇通流面积,降低发动机风扇的气动性能。目前在先进发动机上已采用无叶身凸台的弯掠宽弦叶片,这种叶片采用非定常有粘



采用复合材料风扇转子叶片的 GE90 发动机

全三维方法设计,涉及到结构设计、复合材料及其制造成型等多种学科。

为实现减重的目的,先进航空发动机风扇和压气机宽弦叶片通常采用空心结构,并在空腔内采用一些加强结构以提高叶片的强度。常用的空心叶片制造方法主要有液态扩散连接和超塑成形/扩散连接两种方法。

(1) 空心叶片的液态扩散连接制造技术。

20 世纪 80 年代初,英国 R·R 公司成功地开发和采用了采用蜂窝夹芯结构的第 1 代风扇钛合金宽弦空心叶片。其制造方法是在两块钛合金薄片之间放入相同材料的蜂窝状结构,然后通过活性扩散焊接的方法将其连接成一体。这种叶片以很

轻的重量获得了很高的强度,可以有效抗击外来物的击伤。两块钛合金外蒙皮内部由一块有小空腔的薄壁钛合金蜂窝夹芯隔开并支撑,沿径向从叶根到叶尖逐渐变薄,沿轴向从前缘到后缘逐渐变薄,在质量和结构完整性两方面达到了最佳。

(2) 空心叶片的超塑成形/扩散连接制造技术。

传统的超塑成形/扩散连接空心叶片制造一般包括 3 个基本步骤:第一步,将叶盆和叶背块板之间用气体加压直到外层板块接触模具;第

二步,成型叶片选定区的扩散连接;第三步,保持压力,使接触面充分扩散连接直到形成完整的整体。空心叶片外形由外形模具保证,加工过程中控制参数主要有:温度、压力、时间以及表面条件等。所有的连接都是在真空或惰性气体条件下完成的。

另外,GE 公司研制的 GE90 系列发动机采用了复合材料风扇转子叶片。该叶片由 IM7 中长碳纤维与增强的 8551-7 环氧树脂加工而成。其压力面涂有聚氨脂防腐涂层,叶身的吸力面涂有一般的聚氨脂涂层。为了提高叶片抗大鸟撞击的能力,将钛合金薄片用 3MAF191 胶粘在叶片前缘上;同时,在叶尖与后缘处用 Kevlar 细线缝合,榫头承受压力的表面涂有低摩擦系数的耐磨材料。

这种采用复合材料及新工艺的风扇叶片,不但明显减轻了叶片本身的质量,还减轻了其包容系统、盘以及整个转子系统的质量,具有成本低、抗振(抗颤振)性能好、抗损伤能力强等特点。

2 整体叶盘制造技术

整体叶盘结构是将叶片和轮盘设计成整体结构,从而省去了传统联接中的榫头、榫槽和锁紧装置。整体叶盘的采用使发动机整体结构大为简化,结构重量减轻、零件数减少,并且避免了榫头气流损失,发动机的推重比和可靠性进一步提高。据国外报道,采用整体叶盘可使发动机重量减轻 20% ~ 30%、效率提高 5% ~ 10%,零件数量减少 50% 以上。在未来推重比 15 ~ 20 的高性能发动机上,如欧洲未来推重比 15 ~ 20 的发动机和美国的 IHPTET 计划中的推重比 20 的发动机,将采用 SiC 陶瓷基复合材料或抗氧化的 C/C 复合材料制造整体涡轮叶盘。

目前整体叶盘的制造主要采用数控加工、电解加工、电子束焊接、锻接和线性摩擦焊接等方法。

(1) 五坐标数控加工。

整体叶盘五坐标数控加工是航空发动机风扇及压气机整体叶盘研制的主要方法之一。采用五坐标数控机床将锻造饼坯铣削成符合要求的整体叶盘,其关键技术是叶盘通道及型面的五坐标数控加工程序的编制、薄壁叶片加工的变形控制及误差补偿方法、表面光整处理。这种加工方法的显著优点是加工设备简单、精度高;缺点在于加工过程中要切削大量金属,加工效率低、成本高。

(2) 电子束焊接法。

先将单个叶片用电子束焊接成叶片环,然后用电子束焊接技术将锻造和轮盘腹板与叶片环焊接成整体叶盘结构。该方案涉及的制造技术有叶片加工技术、锻造技术、电解加工技术、电子束焊接技术、焊缝检测

与评估技术。

(3) 锻接法。

普惠公司采用锻接法制造整体涡轮转子。首先将涡轮盘轮缘部位加热至变形温度,再将单晶叶片压入涡轮盘轮缘加热部位,同时进行扩散连接,叶片固定在涡轮盘上制造成整体叶盘。锻接法的关键是正确有效地控制有效部位的加热变形参数(温度、压力、变形量),以保证叶片与轮盘高强度地结合在一起。普惠公司已研究出叶片/盘的锻接工具,可准确地保证叶片正确定位。

(4) 线性摩擦焊接(LFW)法。

此工艺方法属于固态连接技术。在线性摩擦焊接过程中,由于工件的高温是通过两配合面间的相互高频振荡产生的,焊接处的材料并未熔化,因而不会出现一般焊接中易发生的脱焊现象,连接处也看不出“焊缝”,且其强度与弹性均优于本体材料。LFW技术可将两种不同材料的叶片与轮盘焊接在一起,以获得最佳的减重及性能效果。目前大型空心叶片整体叶盘就是利用线性摩擦焊接技术将空心叶片焊接在风扇轮盘上的。

(5) 电解加工技术。

整体叶盘结构的制造还可采用电解加工技术将模锻高温合金毛坯加工成整体叶盘。

3 精密制坯技术

(1) 定向凝固和单晶精铸制坯技术。该技术已经成为大涵道比发动机的关键制造技术之一。目前使用的单晶叶片是第2代空心无余量单晶叶片,即采用定向凝固时效处理加防护涂层的对开式空心超单晶叶片。国外主要发动机公司已建立定向凝固和单晶涡轮叶片精铸生产线,其叶片单面余量已稳定在0.05~0.1mm,涡轮叶片合格率可达70%以上,导向叶片合格率达90%以上。

(2) 精密锻造制坯技术。航空

发动机的锻件占结构重量55%以上。精密锻造技术已成为大涵道比发动机研制中广泛采用的制坯方法。国外用等温锻造技术成功制造出了带叶片的压气机整体叶盘转子;用粉末冶金超塑热等静压和等温锻造精细化技术制造具有无偏析超细晶粒及难以成形的锻件毛坯并批量生产各种尺寸的叶身无余量精锻叶片。

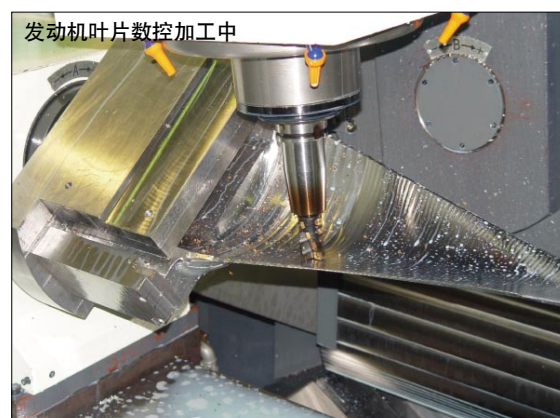
(3) 快速凝固粉末冶金制坯技术。通过对粉末冶金材料热加工工艺控制,可实现不同的部位具有不同性能的双合金整体涡轮叶盘的制坯。双合金整体涡轮是根据涡轮盘的性能和结构的需要,对材料选择和性能要求进行优化组合。涡轮叶片选择持久蠕变性能高的单晶材料,而涡轮盘选择具有高屈服强度和良好的低循环疲劳性能的粉末高温合金,从而实现涡轮盘与叶片的最佳组合。采用双合金整体涡轮可使涡轮盘结构重量降低30%~40%,转速提高30%,提高了涡轮性能,满足了大飞机发动机长寿命的要求。

4 特种加工技术

特种加工技术是借助电、热、声、光、化学及特殊机械能等多种能量实现材料去除的加工方法。随着大量新材料、新结构的采用,特种加工技术在现代航空发动机的研制中发挥了越来越重要的作用,如难切削材料的加工,复杂构件的型腔、型面、型孔、微小孔、细微槽及缝的加工,解决了常规加工难以克服的问题。特种加工技术主要包括:激光加工、电子束加工、离子束加工、等离子加工、电火花加工、电解加工、超声波加工、磨粒流加工、高压水射流切割等。

激光冲击强化工艺(Laser Shock Peening/Processing,LSP),是一项对零件和材料表面进行强化处理的新技术。其原理为:当短脉冲(周期为几十ns)的高峰值功率密度的激光辐射金属靶材时,金属表面吸收层(涂覆层)吸收激光能量发

生爆炸性汽化蒸发,产生高压等离子体,该等离子体受到约束层的约束时产生高强度压力冲击波,作用于金属表面并向内部传播。当冲击波的峰值压力超过被处理材料的动态屈服强度时,材料表层就产生应变硬化,残留很大的压应力。利用LSP技术的原理,激光冲击材料或零件表面,其零件表面产生的压应力层厚约为1mm,比常规喷丸处理层厚4倍。采用激光冲击强化技术处理后,可大幅度增强金属风扇叶片、整体叶盘的耐久性,并可防止零件表面出现裂纹,从而降低维护和修理成本。



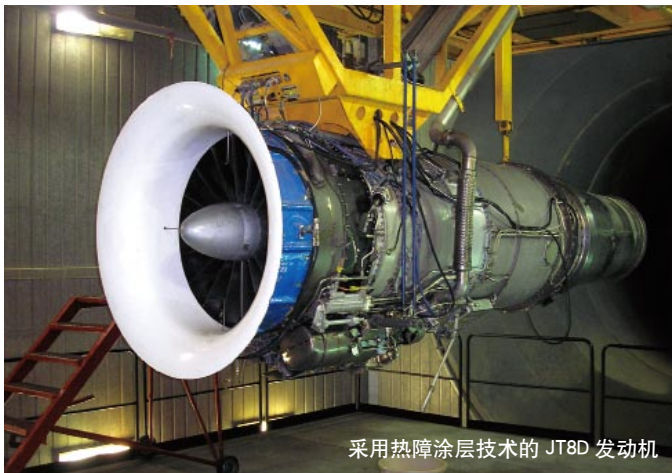
5 涂层技术

大飞机用发动机对安全可靠性的要求非常高,目前单纯依靠基体材料的性能很难满足发动机部件长时间的高温、高负荷运行要求。为提高发动机的抗高温、抗疲劳性能,涂层技术的应用非常重要。航空发动机中采用的涂层技术主要有保护涂层、封严涂层和热障涂层。保护涂层是为了增强管路、叶片、附件等发动机构件的耐磨性、抗冲击能力等物理性能,如涡轮叶片叶冠接触面通常喷涂有CoCrW或CoCrMo等耐磨材料以提高其耐磨性。封严涂层的目的是为了减小发动机转子和静子之间的间隙导致的泄漏损失,以保障发动机的性能。

热障涂层的结构及工艺在各种涂层中最为复杂。现代航空发动机的涡轮进口温度远远超出了第3代

单晶材料的承受极限,因此必须采用热障涂层来提高发动机热端部件的高温蠕变强度和抗高温氧化腐蚀性能。

近年来,热障涂层技术已经成为涡轮叶片设计和维护的关键技术之一。目前,热障涂层已发展到了第3代,其热变形小、耐蚀、耐磨、密封性好,可明显提高发动机的效率和使用寿命。美国普惠公司在JT8D发动机的风扇叶片、压气机叶片、燃烧室、涡轮叶片等处采用了热障涂层;英国罗·罗公司的Spey发动机也有200多个零件使用了热障涂层。热障涂层的喷涂工艺主要有等离子喷涂和电子束气相沉积两种。电子束气相沉积方法可以形成柱状组织,结构稳定但导热系数较高;等离子喷涂方法的导热系数较低,但容易剥落。美国开发的定向气相沉积技



术则克服了传统电子束物理气相沉积中基体必须面对气相源的问题,通过引入多源气相沉积以及空心阴极等离子激活的方法,可以实现涂层成分及形貌的控制,最终可将金属原子以薄层方式沉积在航空涡轮发动机叶片上。

几点思考及建议

国外GE、罗·罗和普惠等公司已经在研制和生产大飞机用发动机上积累了丰富的经验和数据。我国

虽然在研制军用航空发动机上有一定基础,但在大涵道比涡轮风扇发动机研制方面的技术储备尚不充分。基于目前我国航空发动机研制现状和特点,本文提出如下几点建议:

(1) 大飞机用发动机研制应尊重市场规律。成立商用飞机公司,为建立符合市场机制发展的大飞机研制创造了条件。但是要确保大飞机发动机研制的长期性,必须规范航空发动机的投资机制和利益机制,保证研制开发的科学性、创造性、主动性和可持续发展性,保证生产技术的可用性。要开展大涵道比发动机研制不仅要与国外合作,还必须动员全社会的力量。要发挥社会各阶层、各部门的技术优势,对于国内已突破的关键技术,按照技术成果的成熟程度,在市场经济的指导下,使其达到工业化生产的程度,再向企业推广,避免

在不适合转化的条件下进行转化。

(2) 大飞机用发动机研制首先应摸清“家底”。航空发动机产业是高度复杂的现代产业,研制的核心技术需要有一个长期积累、不断突破的过程。虽然我国研制大涵道比发动机的总体技术比较低,但是经过50多年来航空发动机行业的发展,已经具备了一定的基础,许多关键制造技术已取得了突破。但大量的技术成果属于实验室阶段,成果出自航空材料、工艺研究所和高等院校。在开展自主研制时,必须摸清研制大飞机发动机的“家底”,有针对性地开展研制工作,使大飞机发动机研制少走弯路。

(3) 加强发动机工艺数据库建

设。建立航空发动机常用和特用材料切削、焊接、铸造、锻造工艺数据库,在切削加工中,推动刀具制造技术与材料切削技术研究相结合、通用刀具研制与特种刀具研制相结合。重点建立针对不同结构件的切削、焊接、铸造、锻造系列化的工艺数据库。

(4) 加强工艺仿真技术研究。在建立工艺数据库和制造规范的基础上,加强工艺仿真技术研究,减少实物原型制造及试验周期和费用,提高航空发动机的快速响应生产能力。加强数字工厂环境下生产线仿真技术的研究和应用,提高生产决策水平、优化资源结构和生产过程。

(5) 加强航空发动机制造规范研究。标准的制造工艺规范是制造航空发动机合格零件的保证。规范的制定和修改必须针对具体企业环境,经过大量的试验和试用来完成。在特定企业环境下的制造规范,是指综合运行成本最低、加工质量最好、最稳定的知识性制造指令文件。避免航空发动机制造规范指导下生产中人为因素的影响。

(6) 信息技术与制造技术相结合。国外航空发动机研制经历并且正在进行着从传统的大批量生产向精益生产模式的转变。GE公司发动机部在1998年制订实施了航空发动机异地协同设计和制造的增量式发展规划,取得了显著的效益。普惠公司采用集成产品开发(Integrated Product Development, IPD)团队的形式来管理发动机全生命周期内的计划、流程、技术、信息等经济技术活动。国外的成功经验和先进制造技术的发展表明,我国大飞机用航空发动机的研制必须将专业的制造技术与信息技术、管理技术进行有机地结合,并将计算机技术综合应用于设计、制造、检测、管理、销售、使用、服务等发动机研制的全过程。

(责编 晓霖)