

高涵道比涡扇发动机的 关键制造技术

Key Manufacture Technologies of High-Bypass Ratio Turbofan Aeroengine

北京航空工程技术研究中心 徐志刚



徐志刚

高级工程师,工学硕士,研究方向为金属材料和构件的失效分析、飞机的日历寿命研究。

高涵道比涡扇发动机具有安全性、经济性和环保性,寿命长,外廓尺寸大,机动过载小等特点,是欧美国家的干线客机所采用的动力装置,也是我国自主研制大型飞机的关键之一,其中材料和工艺方面的关键技术又是制造高涵道比涡扇发动机的重中之重。

国外高涵道比发动机 发展历程

世界上干线客机主要是美国的波音飞机、欧洲的空中客车及俄罗斯的“图”系列、“伊尔”系列飞机,发动机则基本上被CFM国际公司、通用电气公司、普惠公司、英国罗·罗公司以及俄罗斯4家发动机制造企业(包括莫斯科礼炮公司、土星科学生产联合体、乌法制造联合体、彼尔姆制造综合体)垄断。1970年1月,世界上第一型采用高涵道比涡扇发动机的波音747飞机投入运营,从此,所有新研制的干线客机均采用了高涵道比发动机。

高涵道比发动机的发展历程大致分成4个时期:20世纪七、八十年代,发动机涵道比为4.2~5.0,总压比为22~30,这类发动机基本上采用了常规的设计技术、材料和制造工艺;20世纪八、九十年代,发动机涵

道比为5.0~6.0,总压比为28~34,此时的发动机在设计技术、材料、工艺及调节器上均有较大的改进,叶型设计已由二维逐渐向准三维发展,整体焊接的压气机转子取代了螺栓连接的结构,定向结晶、单晶材料涡轮叶片以及粉末冶金的涡轮盘被广泛采用;20世纪末期,发动机涵道比为6.0~8.0,总压比为34~40,此阶段的发动机采取了许多提高部件效率的措施,风扇、高压压气机与涡轮叶片全部采用全三维设计,且风扇叶片由减振突肩的大展弦比设计改为无突肩小展弦比(宽弦)设计,压气机中采用整环设计的外环,并采用性能更好的耐高温材料和涂层;21世纪以来,发动机涵道比高达8.0~11.0,总压比达到40~52,这一时期的发动机,在叶片设计中采用了新一代的三维气动设计,风扇叶片采用掠形设计,复合材料已用于较大尺寸

大飞机项目是建设创新型国家的标志性工程,是我国航空工业难得的发展机遇。大飞机项目包括研制150座的中远程干线客机、大型军用运输机以及高涵道比涡扇发动机。高涵道比涡扇发动机具有安全性、经济性和环保性,寿命长,外廓尺寸大,机动过载小等特点,是欧美国家的干线客机所采用的动力装置,也是我国自主研制大型飞机的关键之一,其中材料和工艺方面的关键技术又是制造高涵道比涡扇发动机的重中之重。

普惠 PW4000 系列、通用电气 GE90 系列、罗·罗 Trent 系列发动机主要参数

发动机型号	PW4052	GE90-75B	Trent700	PW4090	GE90-115B	Trent1000
总压比	26.3 ~ 32.3	39.5 ~ 45.5	33.7 ~ 35.5	46.4	39.3	50
涵道比	5.0 ~ 4.8	8.6 ~ 8.3	5.0	6.4	8.4	11.0
推力 / kN	232 ~ 258	338	300 ~ 316	374 ~ 400	511	236 ~ 329

的风扇机匣,并采用了高效的涡轮叶片冷却技术与智能化的发动机监视系统等。

俄罗斯已发展了多种高涵道比涡扇发动机(如 PS - 90A、NK - 93、D - 436),并计划发展新一代中短程干线客机用推力为 68 ~ 196kN 级的高涵道比涡扇发动机,到 2010 前,研制出性能指标高于 PW6000、PW8000,不落后于 GE 公司 TECH56 计划的新一代民机动力核心机和验证机。

发展高涵道比涡扇发动机需要解决的关键技术

发展我国的高涵道比涡扇发动机要突破设计关键技术、材料工艺技术、试验测试关键技术,从而提高自主研发能力。本文重点讨论材料和制造工艺方面的关键技术。

航空发动机相当于飞机的心脏,是确保飞机使用性能、可靠性和经济性的决定因素。第 4 代战斗机配套的推重比为 10 的发动机已投入使用,民用大推力涡轮风扇发动机(如 GE90、PW4073/4084、Trent800 等)为波音 777、空客 A320 等大型宽体客机所选用。提高推力重量比或功率重量比、提高涡轮前进口温度、提高高压气机平均级压比、降低油耗、使结构更紧凑是高性能军用发动机的发展方向。与军用发动机相比,民用发动机的推重比增加不大,但其涡轮前进口温度、涵道比和总增压比增加,耗油率大幅度下降,仅为军用发动机的 1 / 3 ~ 1 / 4。航空发动机的性能水平很大程度上依赖于高温材料的性能水平,如发动机推重比

的提高有赖于涡轮前进口温度的提高,而涡轮前进口温度的提高又有赖于涡轮转子部件设计结构的改进和材料的更新,所以单晶叶片材料和粉末高温合金涡轮盘材料是发动机的关键材料。在一台先进发动机上,高温合金和钛合金的用量分别要占发动机结构重量的 55% ~ 65% 和 25% ~ 40%,并对许多新型高温材料提出更高的要求,如新型高温合金和高温钛合金、高温树脂基复合材料、金属间化合物及其复合材料、热障涂层材料、金属基复合材料、陶瓷基和碳 / 碳复合材料等。我国发展高涵道比涡扇发动机需要优先解决的材料和制造工艺的关键技术有:

- (1) 大型风扇宽弦空心钛合金或复合材料叶片制造技术;
- (2) 大型钛合金中介机匣铸造、焊接技术;
- (3) 钛合金整体叶盘 / 叶环结构制造及修复技术;
- (4) 风扇包容环制造技术;

(5) 风扇盘圆弧型榫槽加工技术;

(6) 三维弯扭多联组合涡轮导向叶片精铸技术;

(7) 定向凝固带冠大展弦比低压涡轮叶片精铸技术;

(8) 风扇转子和发动机本机平衡技术;

(9) 风扇机匣涂层本机加工技术;

(10) 耐 600℃ 高温钛合金材料工程化和制造技术;

(11) 镍基高温合金整体叶盘结构低成本制造技术;

(12) 低成本燃烧室机匣整体铸造技术;

(13) 火焰筒浮动壁材料与制造技术;

(14) 高压涡轮转子叶片和导向叶片用高温防护涂层及涂覆工艺;

(15) 耐 1100℃ 单晶涡轮叶片低成本材料、铸造和打孔工艺;

(16) 耐 1100℃ 涡轮导向叶片低成本材料、铸造和打孔工艺;

(17) 粉末冶金涡轮盘的制粉、锻造工艺以及缺陷检测技术。

其中的几项关键制造技术

1 整体叶盘结构制造技术

整体叶盘结构是采用先进连接



工艺将叶片和盘制成一体、省去常规的叶盘联接榫头和榫槽的一种结构。榫齿是轮盘的“关键特性”部位,是最容易出现断裂失效的部位。国产多种型号发动机的涡轮盘和压气机盘均发生过榫齿断裂失效故障。轮盘榫齿断裂的直接后果是安装在其内的叶片高速飞出,打坏发动机,破坏转子平衡,引起盘件破裂从而导致严重飞行事故。叶盘一体结构的优点有:省掉了叶片榫头和榫槽连接的自重和支撑这些质量所需的结构,从而大大减轻了风扇和压气机转子的质量;没有榫齿泄漏通道,减少级间凹处的风阻损失,从而提高了性能;无榫槽泄漏,使压气机转子温度较低,从而提高了转子的寿命;省去安装边以及螺栓、螺母、锁片等连接件,从而大大减少了零件的数量;尤为重要是,没有榫槽,避免了出现榫槽损伤和断裂等潜在故障隐患,从而大大提高了发动机的可靠性。

整体叶盘结构主要采用电子束焊接、扩散连接、摩擦焊接、热等静压工艺、五坐标数控加工等多项关键技术将钛合金粉末(或高温合金盘)与精锻叶片复合成整体叶盘。如F119发动机将其三级风扇、六级压气机采用了钛合金整体叶盘结构,利用惯性摩擦焊技术将叶片环与轮毂对准并进行振动,直到它们融合在一起。对于一些小掉块,可用电子束焊或其他焊接方法补焊。



采用钛合金风扇宽弦空心叶片的 GP7000 发动机

在国内,整体叶盘及线性摩擦焊技术的工程应用尚处于起步阶段。西北工业大学在整体叶盘的五轴数控加工方面开展了大量的研究工作,不仅实现了整体叶盘加工的技术跨越,而且从“十五”计划开始,同时开展了整体叶盘摩擦焊接装备及相关工艺的研究,在部分理论及技术方面的研究取得了一定进展。

2 整体叶环结构制造技术

受均质材料的制约,传统的金属材料压气机盘质量很大。为了减轻质量,世界知名的航空发动机设计与制造商在发展整体叶盘结构的基础上,利用金属基复合材料密度低、强度高、高温性能好、刚度大等优点,进一步发展了整体叶环结构。由于去掉了轮盘部分,加之较轻的支撑结构、较小的陀螺力矩或较低的轴承载荷使整体叶环结构质量大大减轻,最多可减轻 70%。

美国空军的金属基复合材料转子研究工作始于 20 世纪 80 年代。AADC 公司计划 XTC-16 系列核心机四级压气机的第 3 和第 4 级采用碳化硅纤维增强的钛基复合材料整体叶环。XTC-76/2 代核心机五级高压压气机采用外圈增强的金属基复合材料的压气机转子,满足了高转速和高温的要求,减轻了盘的质量,降低了制造费用,改善了可维修性。

德国 MTU 公司研究的碳化硅增强钛基复合材料整体叶环,完成了低循环疲劳旋转试验,计划将其应用到 EJ200 改进型发动机的前二级高压压气

机上。日本采用热压和热等静压方法加工了高压压气机金属基复合材料整体叶环,完成了破裂试验和循环寿命旋转试验。

3 钛合金风扇宽弦空心叶片制造技术

为了满足高效率高负荷高裕度风扇和压气机性能要求,宽弦(小展弦比)叶片设计技术得到推广应用。但宽弦实心叶片质量过大,会带来一系列强度问题。据统计,在现役飞机发动机零部件的失效事故中,转子叶片失效占到 70% 以上。转子叶片的失效模式随工作条件的不同而有所不同,主要是外物损伤、变形伸长和疲劳断裂等 3 种失效模式,这其中又以离心力叠加弯曲应力引起叶片疲劳断裂失效对发动机的危害最大。为了减轻宽弦叶片质量,空心结构宽弦叶片应运而生。风扇空心叶片不是绝对空心的,为了提高叶片的强度,在空腔内采用了一些加强结构。

国外风扇宽弦叶片的研究工作始于 20 世纪 60 年代。80 年代初,英国罗·罗公司成功开发了蜂窝内芯的第 1 代风扇钛合金宽弦空心叶片,该叶片由 2 块钛合金面板和 1 块蜂窝芯板经过专用的活性扩散焊接工艺加工而成,在质量和结构完整性两方面实现了最佳的折衷。我们知道,钛合金具有高的比强度和优异的抗腐蚀性,但它与结构钢、不锈钢和高温合金相比,却对表面损伤和缺陷具有更大的敏感性。钛合金在使用过程中曾出现过许多断裂事故,其中绝大多数都与疲劳断裂有关,因此疲劳抗力是衡量钛合金零部件可靠性最重要的指标之一。钛合金零件的疲劳抗力对零部件的表面完整性特别敏感,许多表面因素(如污染、划伤、烧伤、夹杂、偏析、粗晶、腐蚀等)均能诱发疲劳裂纹,导致零件断裂。

90 年代初,罗·罗公司、普惠公司、通用电气公司、斯奈克玛公司又开发了超塑性成形/扩散连接的钛合金宽弦空心叶片。该风扇叶片采

用钛合金毛坯切削加工成2个半叶片,用真空扩散焊接工艺连成1个整体空心平板叶身,然后在真空炉内通过蠕变、弯扭初步成形,最后经超塑性成形加工成最终叶型。由于具有气动性能先进、抗振能力较强、质量较轻、加工成本较低等优点,该叶片已经在PW2000等多种型号的高涵道比涡扇发动机上使用。

4 树脂基复合材料风扇宽弦叶片制造技术

军用航空发动机推重比的不断



GE90 发动机复合材料风扇叶片

提高,特别是质量的不断减轻将越来越多地依赖于高比强度、低密度、高刚度和耐温能力强的先进材料。

树脂基复合材料风扇叶片是实现高性能风扇宽弦叶片推广应用的又一种途径,以GE90发动机复合材料风扇叶片为代表。

现代复合材料按基体材料类型可分为:有机高分子的聚合物基(PMC)、金属基、无机非金属基三大类。PMC又可分为树脂基体和橡胶弹性基体。树脂基体处于玻璃态,因此树脂基复合材料具有比强度和比模量高、耐疲劳性能好、减振性能好、各向异性及性能可设计性、材料和结构的同一性等诸多优点,可作为承力结构材料。

GE90发动机复合材料风扇转子叶片的叶身和叶根由IM7中碳纤维与增强的8551-7环氧树脂组成的称为“大力神”8551-7/IM7复

合材料制成一体。叶身的压力面涂覆聚氨脂防冲蚀涂层,叶身吸力面涂覆一般的聚氨脂涂层;为了提高叶片抗大鸟撞击的能力,在叶片前缘胶粘钛合金薄片;为了避免工作中复合材料叶片脱层,在叶尖与后缘处采用Kevlar细线缝合。采用该材料和工艺,明显减轻了风扇叶片本身的质量,还减轻了其包容系统、盘以及整个转子系统的质量,收到了成本低、抗颤振性能好、抗损伤能力强等效果。

虽然树脂基复合材料有诸多优点,但它也有一些影响其使用性能

的缺点。一是耐湿热性能差。大多数聚合物基复合材料最高工作温度为230℃。例如广泛使用的环氧树脂基复合材料,在干态工作温度大

约为180℃,但在湿态工作温度就降至120℃,因此,开发湿热稳定性高的树脂基体一直是聚合物基复合材料研究的重点之一。二是复合材料性能的分散性较大。这与复合材料原材料的选择,制造过程中所发生的一系列复杂的化学反应和物理变化以及文明生产、厂房环境等有关。三是价格过高,阻碍了它的应用。

5 单晶高温合金涡轮叶片制造技术

涡轮叶片是直接利用高温、高速燃气做功的关键零件,温度高、负荷大、应力复杂、工作环境非常恶劣,要求材料具有足够的热强性、冲击性、抗疲劳性、耐腐蚀能力及损伤容限特性。涡轮叶片早期用变形高温合金,采用锻造方法制造。由于发动机设计与精铸技术的发展,发动机涡轮叶片从变形合金发展为铸造合金,从实心发展到空心,从多晶发展到单晶。从而大大提高了叶片的耐温性能,

使发动机涡轮前温度由60年代的1000℃左右提高到目前的1650℃。

单晶高温合金是迄今在先进发动机中用作涡轮叶片的最重要材料,承受着最苛刻的工作条件,从F100-PW-220发动机用PWA1480第一代单晶合金到EJ200和F119发动机用的RR3000和CMSX-10(Rene'N6)第三代单晶(工作温度达到1100℃),使涡轮进口温度提高了近80℃,接近材料的初熔温度。单晶叶片发展的历史表明:要满足发动机涡轮进口温度不断提高的要求,不仅要提高材料本身性能考虑,还要改善叶片的冷却条件。

在国外单晶合金的研究和应用处于蓬勃发展的10多年间,国内有关单位也对单晶合金和工艺进行了研究,研制成功一系列单晶合金,并初步获得应用。

结束语

虽然我国航空工业经过了50多年的发展,目前已能自行设计和生产包括涡扇、涡喷、涡桨、涡轴在内的各型航空发动机,但与世界航空先进水平相比还存在不小的差距,尤其是民用高涵道比涡扇发动机的技术储备严重不足,但面对世界市场的激烈竞争,又必须推出具有当代国际先进水平的产品,这是一个很大的矛盾,也是严峻的挑战。

国外经验表明,设计并生产一台性能优良的核心机非常重要,性能优良的核心机是将来发动机改进行生的基础。因此,发展我国的大飞机项目也需要一台既能满足飞机要求,又有发展前途的性能优良的核心机。

提升航空工业核心竞争力,需要一个漫长的投入产出过程,关键技术达到工程应用需要花费10~20年的探索和预研时间,所以需要尽早安排计划,攻关研究。另外,关键技术的工程应用一定要经过充分试验和验证,防止发生故障。(责编 悠然)