



先进航空发动机设计与制造技术综述

Design and Manufacturing Technology of Advanced Aeroengine

北京航空航天大学能源与动力工程学院 金捷
中航工业燃气涡轮研究院 钟燕



金捷

博士、高级工程师。航空发动机数值仿真中心总工程师，“军用燃气涡轮发动机标准化技术委员会”委员，中国航空学会动力分会委员、总干事，“飞机推进系统”军队重点实验室学术委员会委员，总装某计划专家。获部级成果奖 3 项，发表学术论文 30 余篇，申请和授权发明专利 9 项，软件著作权 5 项。

本文从未来高性能航空发动机采用的高级负荷压缩系统、高温升燃烧室、高效冷却涡轮叶片、推力矢量等方面，对其先进设计和制造技术的发展方向和趋势进行初步的分析研究。

进入 21 世纪，世界航空发动机技术取得了巨大进步，并呈现加速发展的趋势。美国推重比 10 一级涡扇发动机 F119 作为第四代战斗机 F22 的动力装备部队，是当今航空动力技术最具标志性的成就。在此基础上，美国持续实施了多个技术研究计划，正在推动世界航空发动机技术继续向前发展。本文从未来高性能航空发动机采用的高级负荷压缩系统、高温升燃烧室、高效冷却涡轮叶片、推力矢量等方面，对其先进设计和制造技术的发展方向和趋势进行初步的分析研究。

高级负荷压缩系统

高压压气机技术发展的目标是单级压比高、级数少、推重比高、飞行性能好。对高级负荷的压缩系统，低展弦比设计、气动前掠设计、整体叶盘、整体叶环、压气机稳定性主动控制等技术是其中具有代表性的新技术。

1 低展弦比叶片设计及制造

低展弦比叶片即宽弦叶片，它与窄弦叶片相比，增宽了弦长，使压气机的长度缩短，抗外物损伤能力、抗疲劳特性和失速裕度有所提高。还

可使压气机零件数减少,降低生产和制造费用成本(图1)。



图1 压气机宽弦叶片

90年代以来,英国罗·罗(R·R)公司、美国普惠公司和GE公司、法国SNECMA公司不断研制和改进高压压气机钛合金宽弦叶片的气动和结构性能,广泛应用于大涵道比涡扇发动机和高推重比小涵道涡扇发动机上。GE公司TECH56技术计划的验证机和F119发动机、EJ200发动机都采用了这种宽弦叶片。

叶片的低展弦比设计,结合整体叶盘技术使得高压压气机在减少级数和提高叶片强度的同时,具有更好的气动稳定性。低展弦比叶片需要解决的关键技术问题是因重量增加而导致的轮盘与叶根结合处和轮盘本身的离心力增大问题。IHPTET计划在大型涡扇和涡喷发动机验证机上验证了该技术,该技术还将在F135和F136发动机上采用。

目前,低展弦比叶片已成为先进航空发动机压缩系统的关键技术,与3D气动掠形、空心结构、整体叶盘结构和更轻的钛金属基复合材料技术相结合,是未来的发展重点。

2 大小叶片设计及制造

大小叶片就是在全弦长叶片后增加一排小叶片,具有大大提高轴流压气机叶片排增压比和减少气流引起的振动等特点,是使轴流压气机级

增压比达到3或3以上的具有发展潜力的技术(图2)。90年代,美国的霍尼韦尔(Honeywell)和GE公司联合研制和验证了分流小叶片。试验结果表明,采用大小叶片的转子具有很高的增压比和效率,且减轻了质量,降低了费用。



图2 IHPTET计划研制的分流小叶片转子

3 复合材料叶片设计及制造

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(图3)。该叶片由IM7中长碳纤维与增强的8551-7环氧树脂组成的称为“大力神”的材料加工而成。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;

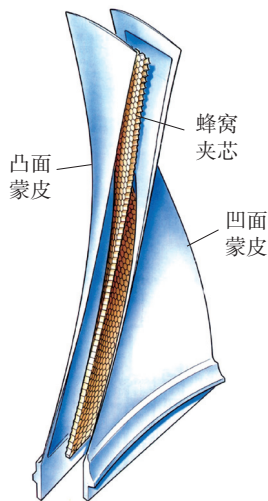


图3 复合材料空心叶片

为了避免工作中复合材料叶片胶层剥离,在叶尖与后缘处用Kevlar细线缝合;叶片根部的三角形榫头承受压力的表面涂有低摩擦系数的耐磨材料。采用上述复合材料和工艺的风扇叶片,不但明显减轻了叶片本身的质量,还减轻了其包容环、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。

PW公司研制的PW4084和PW4168发动机的风扇静子也采用了PR500环氧树脂基复合材料;F119发动机压气机静子采用了耐高温能力比PMR15树脂基复合材料高55℃的AFR700B高温树脂基复合材料。此外,为了提高F119和F135发动机的性能,正在开发复合材料风扇转子叶片技术。

4 空心叶片设计及制造

20世纪80年代末,R·R、PW、GE、SNECMA等公司开始研制超塑成形/扩散连接(SPF/DB)的钛合金宽弦空心风扇叶片,并很快在气动设计和加工工艺等方面取得了很大进展。由于具有气动性能先进、抗振能力较强、质量较轻、加工成本较低等特点,该叶片目前已经广泛地应用在大涵道比涡扇发动机上,并将陆续应用到先进的高推重比小涵道比涡扇发动机上。风扇和压气机宽弦空心叶片将成为高推重比(10~20)军用发动机的标志性技术之一。

5 整体叶环设计及制造

钛基复合材料整体叶环是发动机的发展重点之一。20世纪90年代初,AADC公司的IHPTET计划XTC-16系列核心机4级压气机的第3级和第4级采用碳化硅纤维增强的钛基复合材料整体叶环(图4),大大减轻了转子质量,如第3级整体叶环转子质量只有4.5kg左右,而同样的镍基合金转子质量为25kg。20世纪90年代,与GE公司合作研制的ATEGG验证机XTC76/2核心机

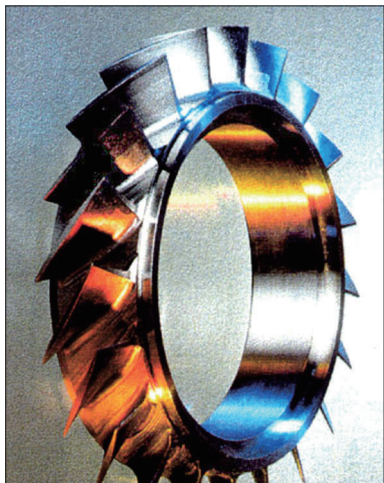


图4 整体叶环结构

5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,改善了可维护性。MTU公司研究的碳化硅纤维增强钛基复合材料整体叶环已经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2级高压压气机上。SNECMA公司也采用基体涂覆纤维的方法制造了碳化硅纤维增强的钛合金基复合材料压气机整体叶环插件。IHPTET计划第二阶段在验证机高压压气机上采用了TMC整体叶环技术。IHPTET计划第三阶段中将验证的整体叶环的叶片材料是 γ 钛铝金属间化合物,鼓为碳化硅纤维增强的钛金属基复合材料,用黏结工艺制成,其重量只有常规金属材料盘鼓结构的30%。

高热负荷燃烧室

随着推重比的增加,燃烧室进出口温度显著提高,特别是出口温度大幅度上升,释热率显著提高,同时对燃烧室性能要求也有所提高,燃烧室重量限制进一步增加,对材料以及冷却也提出了更高要求。

1 多斜孔发散冷却火焰筒结构设计及制造

多斜孔发散冷却方式在国外已经开始了广泛的研究,是一种比较成

熟的冷却方式,广泛运用于先进发动机燃烧室火焰筒的全部或局部。如早期的Spey、RB162及Olympus593等大型燃烧室,以及TM公司的第三代小发动机Arriel等燃烧室都已经采用该方式。另外GE90发动机的火焰筒也应用了倾斜小孔的发散冷却技术,该发动机在1996年取得适航证。F414发动机燃烧室采用了IHPTET技术转化的多斜孔冷却技术,使其火焰筒寿命延长了3倍。

2 层板冷却结构火焰筒设计及制造

层板冷却是采用钎焊将多层带孔和槽(或凸台)的耐热合金片叠合而成,如英国R·R公司采用的Transply和美国GE公司采用的Lamilloy。多孔层板的冷却过程为空气从火焰筒二股通道经有规律分布的小孔流入,然后在下层板料的小槽或者是小凸台之间流动,再经该层板上小孔进入到下层通道,至最下层的有规律排布小孔流出,形成气膜。可以看出,多孔层板大大加大了换热面积和内部通道的对流换热量。

3 热障涂层(TBC)和陶瓷复合材料(CMC)结构设计及制造

目前,陶瓷是唯一可以在1370℃下不需要冷却的耐高温材料,其中氮化硅不仅强度好而且最安全,使用温度可达1650~1750℃,很多国家都已把陶瓷基复合材料纳入了国家高技术发展计划。国外20世纪80年代采用高温陶瓷结构的汽车发动机已经经受了长期考验。该种高温陶瓷材料也已在航空发动机热端部件上试用。把陶瓷以涂层形式同金属基体相结合,以发挥陶瓷耐高温、耐腐蚀和密度低等优点,这称为热障陶瓷涂层(TBC)。而在厚的陶瓷涂层(TBC)和高温合金火焰筒之间使用一种烧结金属纤维结构(柔性层),这样的结构称为复合金属/陶瓷火焰筒(CMC),是向完全的陶瓷冷却结构发展的一种过渡方式。

CMC技术用于大推力发动机

燃烧室还正在研究中,IHPTET第二阶段验证了其性能,如图5所示的CMC燃烧室,其火焰筒外环为层板冷却结构,内环则为CMC结构。该燃烧室在ATEGG第二阶段的油气比水平下具有重量轻,可承受更高温度的能力。



图5 IHPTET第二阶段验证的CMC燃烧室

高负荷涡轮

涡轮作为航空燃气涡轮发动机的关键部件在其研制体系中占有举足轻重的地位,其关键技术主要涉及叶片设计及优化、叶片冷却及传热、涡轮与发动机压缩系统的匹配等。

1 铸冷叶片设计及制造技术

“铸冷”源于Allison公司提出的“Castcool”概念,是一种可以一次铸造出内部复杂形状的加工方法,它能够在耐高温的单晶材料中铸造出小孔和复杂的冷却通道。

1992年,IHPTET计划第一阶段尚未结束时,“Lamilloy”、“Castcool”等就已经在研发中。第二阶段结束时,利用铸冷方法加工的双叶片层板冷却导向器也在CAESAR验证机上通过了加速任务试车的耐久性试验。用于ATEGG和JTDE的“铸冷”高、低压涡轮叶片成功达到并超过了第二阶段的涡轮温度目标。

近几年来,Allison公司将其独特的Lamilloy冷却技术应用于CMSX-4单晶叶片,使得涡轮进口温

度承受能力提高了 222~333K。而铸冷 Lamilloy 叶片就是铸冷工艺结合高效的 Lamilloy 冷却方案的叶片,叶片前缘和尾缘采用气膜冷却,而叶片其余部分采用 Lamilloy 冷却,在一片单晶材料中铸造,大大改进了制造的成本。1994 年,Allison 公司在 AE301X 发动机上完成了涡轮试验。

2 超冷叶片设计及制造技术

“超冷”又称为超级冷却,源于 PW 公司的“super cooling”概念。“超冷”叶片有几百个铸造的或激光打的小孔。

IHPDET 计划的第一阶段后期, PW 公司在 1994 年 9 月达到并超过了第一阶段目标,于 XTE65/2 验证机上验证了“超冷”涡轮叶片,使涡轮进口燃气温度提高了 222K。1992~1996 年的 CAESAR 计划中,验证机是由 PW 公司提供的一台 F119 核心发动机,其核心机的涡轮导向叶片采用了 Allison 公司的铸冷 Lamilloy 方案以及 PW 的超冷方案,涡轮动叶也采用了超冷技术。

3 复合材料涡轮叶片设计及制造技术

IHPDET 计划第三阶段, GE 和 AADC 公司在 XTE-77 验证机的高压涡轮导向叶上采用陶瓷基复合材料,与典型的镍基超耐热合金导叶相比,重量减轻 50%,冷却空气量减少 20%;在低压涡轮导叶上也采用了陶瓷基复合材料,并用三维纤维结构提高强度和耐久性。其低密度、耐高温能力大大减轻了重量,减少了冷却气流。该技术已应用于 F136 的低压导叶。低压动叶上也试验了 CMC 无冷却涡轮工作叶片,其承受的温度明显高于类似的带冷却的叶片,密度是传统叶片材料的 1/3,热膨胀系数是传统镍基合金的 1/4。该技术计划用于 F136 发动机的未来发展型。

Williams 国际公司验证了全复合材料部件的碳化硅-碳复合材料涡轮转子以及碳-碳排气喷管,可提高温度和减轻重量。其涡轮导向器由

分离的导叶和环粘接而成,成本低,承温能力高。碳化硅-碳复合材料涡轮转子具有不用冷却、耐高温、重量轻、成本低等特点。

4 双辐板涡轮盘设计及制造技术

IHPDET 计划中对发动机的一些部件在结构上做出了革新设计,其中之一就是空心双辐板涡轮盘。到 2003 年为止的 IHPDET 计划第三阶段中,已经完成了结构设计和相关试验工作,目前这项新技术已经在一些发动机上得到了验证。图 6 为 IHPDET 计划中设计的双辐板涡轮盘,该双辐板涡轮盘通过焊接而成,与传统的涡轮盘相比较,能在重量上减轻 17%,同时转速能提高 9%。

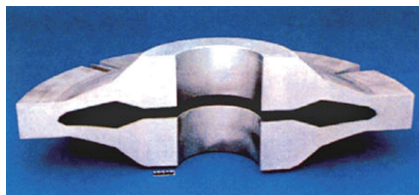


图6 焊接的双辐板涡轮盘

多功能推力矢量喷管

推力矢量是指发动机推力不仅大小可变,而且方向也可以指向飞机的偏航、俯仰、滚转、反推力等多个方向,使推力方向偏转,产生附加力矩,用于补充或取代飞机的气动舵面对飞机进行控制。

1 二元矢量喷管设计及制造技术

二元喷管由转接段和喷管两部分组成,转接段将发动机的圆截面过渡到喷管的矩形截面。通过研究证实,二元矢量喷管是一种多功能推进装置,易于实现推力矢量。随着对推力矢量技术研究方向的明确,去掉了反推力装置,改善了可靠性,减轻了重量,研制出了具有俯仰推力矢量的二元收一扩喷管,美国第四代先进战斗机 F-22 的尾喷管就是采用的这种二元喷管(图 7)。

2 固定几何结构气动矢量喷管

气动矢量喷管是一种先进的采

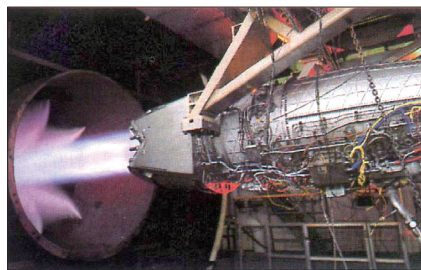


图7 二元矢量喷管(2DCD)(美F119发动机)

用流体控制推力矢量、气动喉道面积、喷管出口面积的固定几何的矢量喷管方案,适用于与后机身高度一体化的低信号特征喷管设计。由于其几何结构固定,少了众多复杂的调节系统,它是排气系统实现轻便、低成本的技术途径之一。与机械调节式矢量喷管相比,气动矢量喷管可减少大量的运动零件,结构简单,易于广泛使用非金属复合材料、重量轻;喷管喉道和出口截面形状设计灵活,易于实现与后机身的高度一体化设计,有利于雷达及红外隐身;易于加工制造,可维护性好,从而大大降低了重量,节约了成本。正是由于以上特点,国外气动矢量喷管已成为替代机械调节式矢量喷管的革命性的技术方案,得到了广泛的重视和研究。

结束语

“一代新材料、一代发动机”。据预测,在未来航空发动机性能的提高中,新材料贡献率将达到 50% 以上;新结构、新材料和制造技术对发动机减重的贡献率将达到 70%。“材料先行,基础先行”已成为航空发动机研制的重要客观规律之一。因此,在航空发动机预先研究和型号研制之前,应更加提前安排新材料、新制造技术的基础研究和工程化应用研究,建立高水平的航空发动机新材料和先进制造技术体系,以及与之配套的标准、规范、手册和试验数据库,才能为新材料、新制造工艺技术在先进航空发动机研制中的应用和发展奠定坚实的技术基础。

(责编 良辰)