

# 航空发动机先进结构与 关键制造技术\*

## Advanced Structure and Key Manufacturing Technology of Aeroengine

西北工业大学动力与能源学院 涂冰怡 赵明 商体松  
中航工业西安航空发动机集团有限公司设计所 陈养惠



涂冰怡

硕士研究生,主要从事航空发动机结构强度与寿命研究。

航空发动机被誉为飞机的“心脏”,它的设计、材料与制造技术的进步对航空工业的发展起着关键性的作用。近年来,航空工业发达的国家都在研制高性能航空发动机方面投入了大量的资金和人力,实施了一系列技术研发计划,如“先进战术战斗机发动机设计(ATFE)”、“综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划”及后续的VAATE计划、英法合作军用发动机技术计划(AMET)等<sup>[1]</sup>,以

目前,航空发动机普遍采用轻量化、整体化结构,如整体叶盘、叶环结构,钛合金、镍基高温合金,以及比强度高、比模量大、抗疲劳性能好的树脂基复合材料,耐高温、抗疲劳及蠕变性能好的金属基复合材料等。本文基于国内外发展高推重比发动机的技术需求,对可能采用的新结构、新技术进行阐述和分析。

此来推进新一代发动机的问世。而未来第五代高性能发动机对推重比的要求已达到15~20,这些都给航空发动机的结构、材料和制造提出了更高的要求。

研究表明<sup>[2]</sup>,在新一代航空发动机性能的提高中,制造技术与材料的贡献率为50%~70%;而在发动机减重的贡献率中,制造技术和材料的贡献率占70%~80%,这充分说明,先进的材料和工艺是航空发动机实现减重、增效、改善性能的关键技术之一。目前,航空发动机普遍采用轻量化、整体化结构,如整体叶盘、叶环结构,钛合金、镍基高温合金,以及比强度高、比模量大、抗疲劳性能好的树脂基复合材料,耐高温、抗疲劳及蠕变性能好的金属基复合材料等。本文基于国内外发展高推重比发动

机的技术需求,对可能采用的新结构、新技术进行阐述和分析<sup>[3]</sup>。

### 宽弦风扇空心叶片(钛合金或复合材料)制造技术

高效、高负荷、低展弦比一直是高性能航空发动机的关键部件——风扇的发展方向。在20世纪80年代,英国R·R公司率先研究成功了第一代宽弦空心风扇叶片,并应用在RB211-535E4和V2500发动机上<sup>[4]</sup>,如图1(a)所示。此种风扇叶片的优点是:弦长比原来增加了约40%;风扇转子叶片数量减少30%;转子重量减轻了10%~30%;并提高了空气流量和气动效率,抗外物撞击能力以及喘振裕度<sup>[5]</sup>。为了提高叶片的性能,R·R公司于1994年又研制了第二代宽弦空心风扇叶

\* 上海中科高等研究院(NDEK0001)资助。

片,转子叶片为掠形叶片,采用钛合金三层结构 SPF/DB 组合工艺制成,如图 1 (b)所示。紧接着,惠·普公司在 PW4000 系列发动机的基础上研制了 PW4084 发动机,其风扇直径达到 2844mm,钛合金宽弦空心叶片数目也从 38 片降为 22 片,大大减轻了发动机风扇叶片的重量,叶片结构如图 1 (c)。

目前,宽弦风扇叶片的主要材料为钛合金或复合材料。推重比为 10 一级的涡扇发动机,如 F119、EJ200、M88 等采用的都是钛合金制成的宽弦风扇叶片<sup>[6]</sup>。国外正在研究的推重比 15~20 高性能发动机的风扇叶片则是采用连续碳化硅纤维增强的钛基复合材料(TiMMC)<sup>[7]</sup>制成。

成形 / 扩散连接温度;

(3) 先向模腔内吹入一定压力的氩气,然后保温保压使 3 层钛板内部预定部位和周边进行扩散连接 (DB);

(4) 连接完成后再向 3 层板内吹入一定压力的氩气进行超塑成形 (SPF);

(5) 两层面板在超塑成形状态下进行拉伸和扭曲变形,同时中间芯板延展变形,形成格形结构;

(6) 板材完全贴模成形后随炉冷却,取出零件进行表面化铣;

(7) 最后数控加工出叶根和叶型边缘,得到宽弦空心风扇叶片。

图 2 为宽弦风扇叶片剖切照片,目前,宽弦风扇叶片主要采用先进的

超塑成形 / 扩散连接工艺 (SPF/DB) 制造的,而 SPF/DB 工艺在国内发展尚不成熟,且加工工序复杂,并伴有热成形加工,因此加工叶片的精度很难得到保证。刘业胜等<sup>[9]</sup>从仿真角度,简化模型后分析得出,空心叶片的加工误差可能对叶片的性能产生很大的影响,而在工程实际中其影响效应也还需要经过大量的试验验证及经验积累,因此,急需开展宽弦空心风扇叶片扩散连接技术程化应用研究,进一步将扩散连接技术广泛应用在宽弦空心风扇叶片制造中。

## 整体叶盘 / 叶环制造及修复技术

### 1 整体叶盘 / 叶环的制造技术

整体叶盘结构是提高发动机部件效率的新型结构,即将叶片和风扇盘用一定的焊接方法连接成一体,省去常规风扇盘连接的榫齿和榫槽,大大简化结构和重量,此技术已经在先进军用发动机(如 F119 和 EJ200)的三级风扇、高压压气机的整体叶盘转子得到了验证<sup>[10]</sup>。为了进一步减重,使结构更加简单,在推重比 15~20 的高性能发动机上,压气机采用的是更为轻质的整体叶环结构,即将整体叶盘中的轮盘部分去掉就成了整体叶环。目前,对整体叶环的结构设计,主要选用的是 SiC 长纤维增强 Ti 基复合材料(TiMMC)叶环代替压气机盘,采用线性摩擦焊技术将叶片直接固定在承力环上,可使压气机结构质

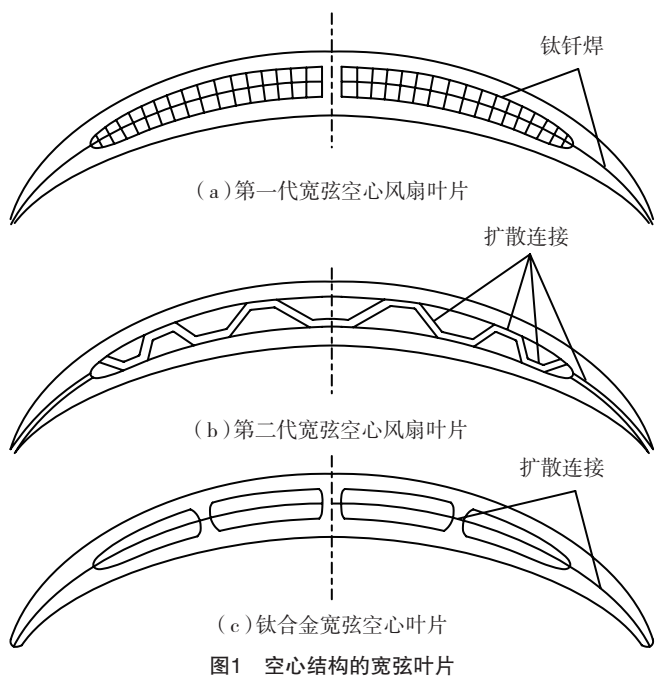


图1 空心结构的宽弦叶片

经过对国内外各项制造工艺的研究初步得出了空心叶片的制造工艺流程<sup>[8]</sup>如下:

(1) 在中间芯板上以一定的形状喷涂止焊剂,然后将芯板与两层面板一起用氩弧焊焊接封边(留有进气口);

(2) 将焊好的层板放入与叶片型面相同的模具内,并一起放进带有加热系统的压机内,加热升温至超塑



图2 宽弦风扇叶片剖切照片

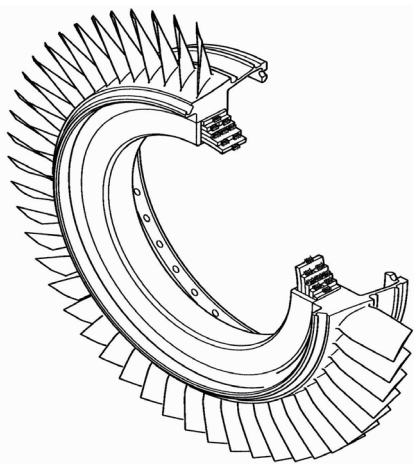


图3 SiC纤维/Ti基复合材料整体叶环

量减轻 70%，而且可以提高其高温性能。图 3 即为碳化硅纤维增强的 Ti 基复合材料整体叶环。

在制造技术方面，我国整体叶盘的制造技术已取得初步成果，如整体叶盘的五坐标数控铣、电解加工及毛坯精密铸造等工艺有较大突破<sup>[11]</sup>。而整体叶环的制造技术很少见资料报道，只有 Greg Muschlitz 等<sup>[12]</sup>曾在某项目阶段总结报告中给出的整体叶环复合结构的制造过程，如图 4 所示：首先采用钛合金锻造成毛坯，在环内侧加工出环槽，将预先制成的 TiMMC 复合材料环装入槽内，并用普通钛合金覆盖在复合材料环上，再进行热等静压固结，使之复合成一

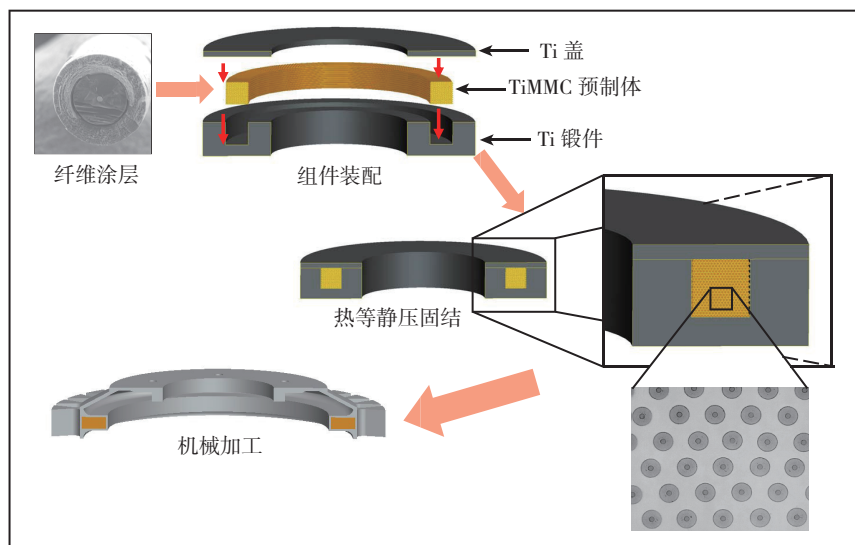


图4 整体叶环制造工艺图

体，最后通过机械加工得到整体叶环。

## 2 整体叶盘的修复技术

整体化结构的加工和修复一直都是航空工程亟待突破的关键问题，而整体叶盘/叶环运行过程中又经常受到磨损、冲击以及冷热疲劳等作用，极易产生裂纹、腐蚀和磨损等缺陷，因此，如何对存在缺陷和损伤的叶片进行修复加工，也逐渐成为发动机设计和制造人员关注的焦点。黄艳松等<sup>[13]</sup>曾对整体叶盘的主要损伤特征及修复技术进行了研究，介绍了激光熔焊、激光熔覆、钨极氩弧焊、线性摩擦焊等 5 种修复技术各自的优点和特点，指出线性摩擦焊是整体叶盘叶片替换式修复的主要方法和发展方向，而激光成形修复则可以用于整体叶盘前缘损伤和型面较大面积损伤的修复。

我国对整体叶盘/叶环的研究起步晚，与国外差距较大，整体工艺不成熟，制造成本昂贵，损伤后不易修复等问题都是制约其发展的主要因素，因此我们还需投入大量精力，分布制定计划，实现整体化结构的工程应用。

## 双辐板涡轮盘的制造技术

随着现代航空发动机推重比的

不断增大，涡轮盘的工作温度和转速也不断提高，传统的涡轮盘结构很难满足未来先进发动机的设计要求，此时双辐板涡轮盘进入了人们的视野。与传统涡轮盘相比，双辐板涡轮盘质量减轻了 17%，转速提高了 9%<sup>[14]</sup>。

双辐板涡轮盘是由 2 个对称半盘零件焊接成的中空双辐板结构，具有减轻质量和提高 AN2 值等优势。美国 PW 公司对双辐板涡轮盘进行试验验证时所采用的涡轮盘结构形式。栾永先等<sup>[15]</sup>对双辐板结构强度的进行了分析，由此可知双辐板涡轮盘与传统涡轮盘有很大差异，它可以使发动机结构更优，零件数量减少，可靠性和推重比都提高。它的制造过程是：首先加工出 2 个对称的半盘结构，然后通过热等静压或者摩擦焊等方式将 2 个半盘粘合在一起，利用机械加工等方式完成盘的最后成形。在加工过程中还需要需要解决以下关键问题：(1) 保证 2 个半盘之间具有足够的连接强度，避免双辐板涡轮盘在工作中分开；(2) 保证 2 个半盘之间的同心度，避免不同心带来附加应力，影响涡轮正常工作；(3) 处理好轮盘焊接后结合部位产生的飞边，尤其是冷气通道内部的飞边。

双辐板涡轮盘结构是一种新的结构设计方法，还有待进一步研究与优化。在航空发动机的发展进程中，新结构必须与新材料相对应<sup>[16]</sup>，因此，通过今后的结构优化和新材料的使用，双辐板涡轮盘结构必将在未来的高推重比发动机设计中有着广泛的应用前景。

## 单晶空心涡轮叶片的制造技术

涡轮叶片是航空发动机的关键零件，其承受温度的能力是评价发动机性能和决定发动机寿命的重要因素。要使涡轮叶片获得高耐高温能力，应从两方面进行研究：一方面是

叶片高效冷却结构的改进及铸造工艺的发展；另一方面是叶片材质自身性能的改善或提高,这包括研究合金成分、制造方法、处理工艺等<sup>[17]</sup>。

目前,用于涡轮叶片材料已经从多晶高温合金、定向凝固高温合金发展到单晶高温合金,涡轮叶片结构形式也由实心叶片发展到具有复杂内腔、气膜冷却孔和扰流柱等的空心气冷叶片<sup>[18]</sup>。这些技术都能在很大程度上提高涡轮发动机前燃气温度的,使涡轮发动机的综合性能有效地提高。

图5为空心涡轮叶片截面图,在制造技术方面,单晶空心涡轮叶片形状复杂、成形精度偏低、废品率极高,需要精确控制叶片尺寸,而铸造空心叶片的关键则是先制造出能形成叶片复杂内腔的陶瓷型芯,因此陶瓷型芯的性能是决定叶片成品率和成品质量的关键因素之一。多年以来发达国家对于陶瓷型芯的研究一直没有停止过,并且将其核心技术视为高度机密不予公开。而国内陶芯的研制及精确控制其变形技术只是在近几年刚刚起步,其中,王飞、曹腊梅等<sup>[19-20]</sup>也成功研制了普通铸造空心叶片及单晶空心叶片用的SiO<sub>2</sub>基、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>基等异型陶瓷型芯,并生产出了用于单晶空心的XD21、AC21和AC22型氧化铝基陶瓷型芯,但与发

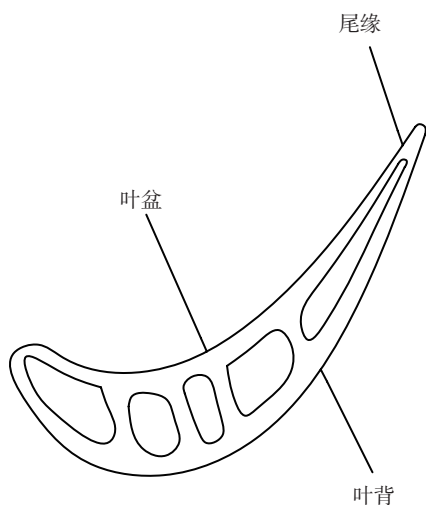


图5 空心涡轮叶片截面图

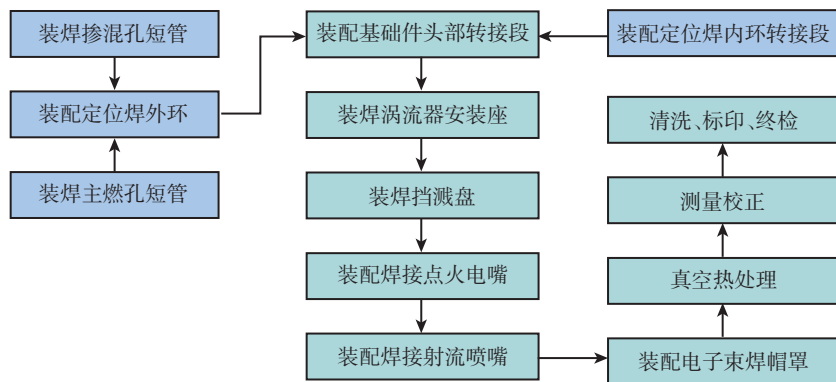


图6 火焰筒外环筒体工艺流程

达国家相比仍存在一定差距,主要是近净形精铸过程复杂陶瓷型芯的高温热变形、复杂空心薄壁变截面叶片的可铸造性结构设计以及制造过程智能化等领域基础研究薄弱,因此,在未来研究中,应加大对陶瓷型芯的研究力度,实现单晶涡轮叶片精确控形与严格控性的耦合,最终达到叶片气动外形的近净成形精度控制要求,以满足我国未来航空发动机高效、减重、延寿和高可靠性的需求。

### 浮壁式燃烧室的制造技术

随着航空发动机性能的不不断提高,燃烧室进口温度、压力和出口温升逐步上升,高温燃气向火焰筒壁面的热辐射强度也随之增强,使火焰筒壁温问题显得越来越突出。火焰筒所使用的高温合金材料的许用工作温度已很难提高,而新的陶瓷基复合材料现在还无法应用到火焰筒上,因此,要提高火焰筒的性能就必须改进火焰筒壁面结构,即冲击-对流-气膜复合冷却的浮壁式壁面结构<sup>[21]</sup>,但浮壁式结构也给火焰筒的制造技术提出了很多难题。

杨秀娟<sup>[22]</sup>等针对该火焰筒结构刚性差、薄壁易变形、尺寸稳定性极差、尺寸精度要求非常高、结构复杂等难点,通过查阅资料、进行试验和分析,提出了浮壁式火焰筒的加工工艺路线,火焰筒外环筒体组件工艺路线的制定如图6所示。而对于

内外筒体壁上万个冲击孔和瓦片装配定位孔的加工技术,于冰等<sup>[23]</sup>也曾对浮壁式火焰筒的结构特点及工艺特性进行研究,提出高速电火花小孔加工工艺方案,并开发出连续完整的加工程序。通过分析检测报告及结果显示,也验证了工艺方案的可行性。

国内在浮动壁燃烧室技术研究方面已具备了一定的基础,当前的关键任务就是早日实现浮动壁燃烧室在工程实际上的应用,从而缩短国内航空发动机燃烧室研制水平与航空先进国家的差距。

### 结束语

本文主要介绍了当前国内外航空发动机几个主要部件的先进结构以及关键制造技术,先进的结构和制造技术是高性能航空发动机技术发展的基础,发动机技术的发展越来越依赖于材料和工艺的进步。我国以前在航空发动机领域一直是重设计轻制造,生产设备落后,忽视制造基础建设和制造技术发展。制造工艺是保证发动机质量的根本,因此在以后的工作中一定要注意设计-材料-工艺密切配合,实现新一代高性能航空发动机的研制成功。

本文共有参考文献23篇,因篇幅有限,未能一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。

(责编 深蓝)