

# 航空发动机关键部件结构及制造工艺的发展

## Development of Structure and Manufacturing Technology of Critical Component in Aeroengine

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



赵明

西北工业大学副教授,博士。主要从事发动机结构强度、振动、疲劳寿命和高温材料疲劳性能的研究,承担和参加了各种科研项目 10 多项,发表了 20 多篇学术论文,其中有 4 篇被 EI 索引。

航空发动机是飞机性能、可靠性和成本的决定性因素。从 1903 年莱特兄弟首次实现动力飞行所使用的推重比仅为 0.11 的水冷式发动机到

自 20 世纪 40 年代进入喷气时代以来,伴随着人们对发动机推重比需求的提高,航空发动机技术得到了飞速发展,它每一次的更新换代都伴随着一些新结构的应用,而支撑这些结构的基础就是一些新材料与制造技术的发展与使用。因此,必须对航空发动机关键部件在结构、材料及制造技术方面的发展及未来的应用趋势进行深入剖析。

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.12.042

第二次世界大战期间迅速发展起来的推重比可达 1.0 左右的活塞式发动机,再到如今成为航空动力装置主力的推重比已达 10.0 左右的喷气式发动机,航空发动机推重比有了重大发展(见图 1)<sup>[1]</sup>。评价航空发动机性能的关键性指标为发动机的推重比,其每一阶段的发展都是与当时的社会需要以及科学技术发展水平(如耐高温的材料、先进的加工方法等)分不开的。自 20 世纪 40 年代进入喷气时代以来,伴随着人们对发动机推

重比需求的提高,航空发动机技术得到了飞速发展,它每一次的更新换代都伴随着一些新结构的应用,而支撑这些结构的基础就是一些新材料与制造技术的发展与使用。因此,必须对航空发动机关键部件在结构、材料及制造技术方面的发展及未来的应用趋势进行深入剖析。

### 风扇 / 压气机

压气机用来提高进入发动机内的空气压力,它不仅受较高的离心负

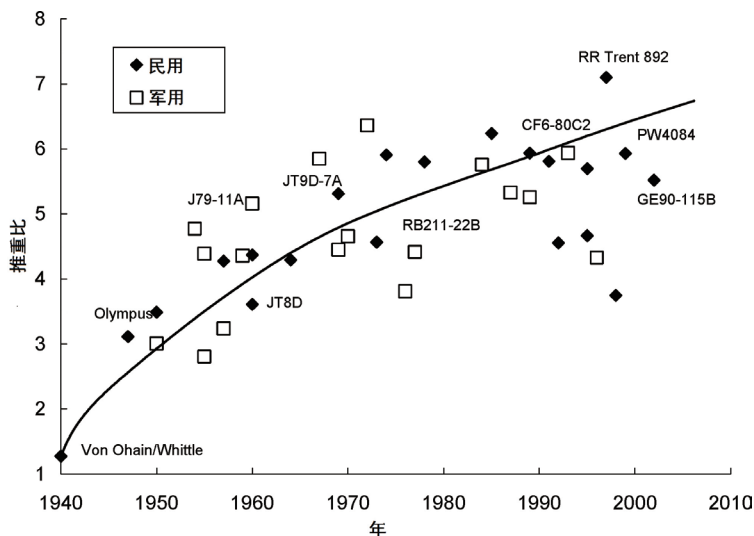


图1 1940~2010年间发动机推重比的发展

荷、气动负荷等,还会受到发动机进气道外来物的冲击,受风沙、潮湿的侵袭,同时由于压气机前面增压级和后面增压级的流通能力不匹配,容易产生喘振现象,因此,无论在设计、制造,还是维修中都需在这方面耗费更多的精力和成本。下面分两部分概述压气机结构及制造技术的发展变化。

### 1 风扇叶片

20世纪80年代初,风扇叶片一般为窄弦、带凸肩、实心结构,由钛合金整体锻件加工而成,其主要加工工序<sup>[2]</sup>为:先墩出叶根和凸肩,并预锻成形,再在带转动炉膛的电阻炉中加热,取出后精锻、切边,最后经过数道机加工序得到成品叶片。由于凸肩的存在,降低了风扇的流通能力,气动效率低,同时,实心的叶片质量过大,这种叶片不适合更大推力发动机对风扇叶片的要求。为解决这些难点,英国罗·罗公司于80年代中期开创性地设计并制造出了新型宽弦、无凸肩、夹芯风扇叶片,这种风扇叶片能够消除原有中间凸肩的相互干扰阻力,提高空气流量和气动效率,增加抗外物撞击能力及喘振裕度,并且使风扇的叶片数量减少1/3,其制造工艺<sup>[3]</sup>是在叶盆和叶背钛合金面板之间放

一块钛合金蜂窝夹芯块,两块面板和蜂窝夹芯块经活化扩散连接形成一体。为进一步减轻结构重量,罗·罗公司于1994年研究成功第二代宽弦空心风扇叶片<sup>[4]</sup>,这种叶片采用钛合金3层结构的超塑成形/扩散连接(SPF/DB)组合工艺制成,风扇叶片芯部采用建筑上所用的三角形桁架结构,取代了第一代宽弦风扇叶片的内部蜂窝芯板,这种实心度更低的叶片比蜂窝芯叶片轻15%,该种叶片已经用于波音777和A330飞机的“遛达”发动机上。

同时,美国普惠公司在PW4000系列基础上研制的增推型发动机PW4084的风扇叶片的设计也采用宽弦空心结构<sup>[5]</sup>,其宽弦风扇叶片用两块经过加工的钛合金带筋厚板,首先采用扩散连接(DB)工艺连接,然后应用超塑成形(SPF)工艺使叶片成形,最后数控加工出叶根与叶型。未来,在推重比15~20的发动机上,压气机的使用温度将达到705~982℃,复合材料有可能成为压气机叶片、机匣和空心风扇叶片的主要材料<sup>[6]</sup>,图2为NASA最近研制的一种轻质、低噪音复合材料宽弦风扇叶片<sup>[7]</sup>。

目前,普惠公司正在研究的连续SiC纤维增强的钛基复合材料宽弦



(a) 成对叶片的内芯



(b) 加工成形的叶片

图2 NASA研制的一种轻质、低噪音复合材料宽弦风扇叶片

风扇叶片,称之为第三代宽弦风扇叶片,这是一种刚度更高、重量更轻、耐撞击的空心风扇叶片,可使发动机风扇再减重约14%,其主要制造过程<sup>[8]</sup>如下:

(1)将碳化硅纤维(SCS-6)制成预制带,即将单方向排列的SCS-6与钛丝编织成纤维布,钛箔和纤维布间隔叠放,按照叶片不同部位的厚度要求确定叠放层数,然后用热等静压法进行碳化硅纤维预制带的扩散连接。

(2)将SCS-6预制带和钛合金(Ti-6Al-4V)制成TMC楔型面板,经X射线、超声探伤、金相和尺寸检查合格后,按风扇叶片要求的叠层次序制备叶片毛坯组件。

(3)最后采用SPF/DB工艺成形出宽弦空心叶片,叶片面板厚度从根部到叶尖递减。

### 2 整体叶盘/叶环

整体叶盘结构是在20世纪80年代中期出现的,它是在常规叶盘结构基础上发展起来的一种提高发动机部件效率的新型结构,即将叶片用电子束焊接方法直接焊到轮盘上,省去常规叶盘连接的榫齿和榫槽,材料一般选用钛合金,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上进行了验证<sup>[9]</sup>。整体叶环结构则是采用复合材料,在结构上去盘

体部分,使结构更为简单,减重效果更加明显。整体叶盘/叶环相对于传统结构有了很大的改进:结构上,它们不需加工榫头和榫槽,盘缘径向厚度大大减小,从而减小了整个盘叶结构的重量;装配上,由于它们是盘叶一体结构,不需要进行组合装配,有利于转子转动平衡;而且显著地减少了零件数,增加了发动机结构的整体可靠性。这种一体化结构最大的弊端就是加工难度大,损坏后不易修复<sup>[10]</sup>。早期,一般采用五坐标数控铣床来加工整体叶盘,此种方法既费时,成本又昂贵。20世纪90年代,GE公司发展了一种加工整体叶盘的新工艺<sup>[11]</sup>,即电化学加工(ECM)的工艺方法,取得了较好的效益;同时,在修复技术方面,GE公司也针对性地对不同类型的叶片损伤类型发展了一套修理方法,并应用在F414发动机上。

目前,整体叶盘一般采用线性摩擦焊的加工方法,与五坐标数控铣床和电化学加工方法相比,线性摩擦焊可以节约大量的钛合金,并且可以直接对损坏的单个叶片进行修复,因此得到了广泛应用<sup>[12]</sup>。随着新的连接技术和维修技术的出现,可以预见SPF/DB的宽弦风扇叶片直接与叶盘焊接的整体结构的出

现。压气机结构发展历程如图3所示。

### 燃烧室

航空发动机主燃烧室的传统结构形式可分为单管、环管和环形燃烧室。早期的燃烧室多为单管燃烧室,后来发展为环管燃烧室,20世纪60年代,环形燃烧室出现,并成为燃气涡轮发动机的优先选择。随着燃烧技术的发展,短环形燃烧室是目前普遍采用的方案<sup>[13]</sup>。

火焰筒作为主燃烧室的主要构件,其结构和加工工艺一直都是提高发动机燃烧室性能的关键。早期的发动机采用的是散热片式火焰筒,这种火焰筒是在铸造或锻造毛坯外表面上机械加工出纵向的散热片,实践证明,此种散热方式效果有限,且不易加工,因而已被淘汰。为加强筒体的散热,降低加工难度,目前大中型发动机的环形燃烧室上普遍采用的是机械加工成型的气膜式火焰筒<sup>[14]</sup>,这类火焰筒可大大提高散热效果,满足现代发动机燃烧室高容热强度的要求。随着航空发动机燃烧室进口温度、压力和出口温升的逐步上升,高温燃气向火焰筒壁面的热辐射强度也随之增强,火焰筒目前所使用的高温合金材料

的许用工作温度已很难提高,因此出现了一种新的火焰筒结构——冲击-对流-气膜复合冷却的浮壁式火焰筒结构,这种结构很好地解决了四代机火焰筒的冷却问题,同时还大大提高了火焰筒的性能,但这种结构也给制造技术带来了很大困难,如火焰筒筒体变成单层结构后薄壁易变形,结构刚性差,尺寸精度提高一个数量级,焊接变形难以控制等,针对这些难题,杨秀娟等<sup>[15]</sup>已在文献中介绍了浮壁式火焰筒的加工工艺路线及需要注意的问题。

未来推重比15~20以上的发动机,其燃烧室出口温度将高达2000~2200℃,火焰筒承受的温度将大于1538~1750℃,因此,先进航空发动机燃烧室的研制不仅需要结构上的变革,还需要开辟新的材料系统和工艺领域。正在发展的用各种长纤维( $\text{Si}_3\text{N}_4$ 、 $\text{SiC}$ 、 $\text{Al}_2\text{O}_3$ 等)增强的陶瓷基复合材料,具有优异的耐高温、高抗氧化和高比强等特性,美国的IHPTET计划提出<sup>[16]</sup>,高性能发动机采用陶瓷基复合材料(CMC)制造出口温度均匀、变流量结构火焰筒,用钛基复合材料(TMC)制造燃烧室机匣,图4为陶瓷基复合材料(CMC)火焰筒。

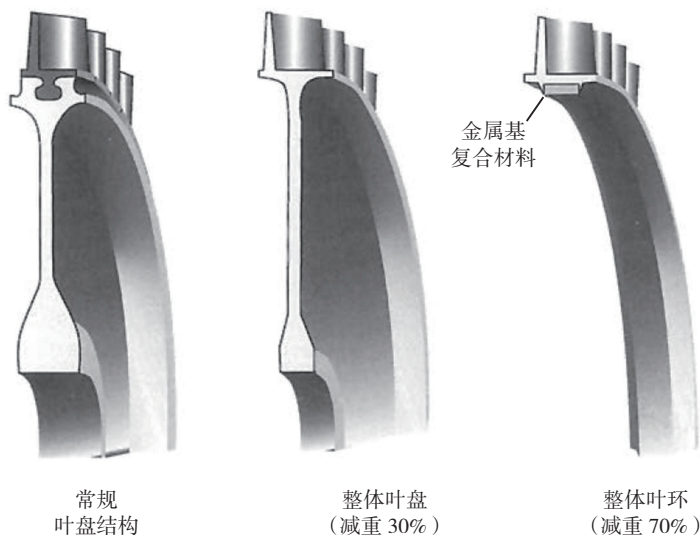


图3 压气机结构发展历程



图4 陶瓷基复合材料(CMC)火焰筒

### 涡轮

涡轮部件主要由涡轮叶片和涡轮盘两大部分组成。涡轮部件是在十分恶劣的条件下工作的,主要原因

是大部分的涡轮零件在高温燃气的冲击下承受大的热负荷、热冲击等,并且材料在热燃气的作用下还易于腐蚀。航空发动机性能的提高依赖于涡轮前燃气温度的提高,20世纪50年代发动机涡轮前燃气温度仅为800℃,而如今军用发动机的燃气温度则高达1550~1650℃,随着发动机的发展,涡轮部件的工作环境会越来越恶劣<sup>[17]</sup>。为满足不断提高燃气温度及降低重量的要求,必须不断研制与发展更耐高温的材料,改进部件结构及冷却技术。

### 1 涡轮盘

涡轮盘承受着离心载荷、热负荷和振动负荷等,早期的发动机由于推重比不高,涡轮前燃气温度也仅在1150~1250℃左右,因此一般都采用普通的单辐板结构,材料常用GH34、GH36和GH33等。随着涡轮前温度的提高,传统的涡轮盘结构已经很难满足未来先进航空发动机的性能要求,美国普惠公司在IHPTET计划的分计划ATEGG中<sup>[18]</sup>提出了双辐板涡轮盘结构,并在第III阶段的XTC67/1验证机上对其进行试验验证,与传统涡轮盘相比,双辐板涡轮盘重量减轻了17%,转速提高了9%。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。

栾永先等<sup>[19]</sup>对双辐板结构强度进行了分析,比较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,可靠性和推重比提高。制造技术方面,为了满足高性能航空发动机涡轮盘的设计及冶金质量要求,涡轮盘高温合金坯件必须是纯洁、均匀和细晶组织的,制备发动机涡轮盘高温合金坯件主要有先进的铸锻变形、粉末冶金和喷射成形3种工艺方法<sup>[20]</sup>,如图5所示。目前,粉末冶金已成为制造高性能涡轮盘最重要的方法,并且已在国外高性能发

动机上得到成熟、可靠的应用。未来,高纯度、细颗粒高温合金粉末氩气雾化批量制备和超细晶粉末高温合金涡轮盘成形等关键技术必将在未来的高推重比发动机中有着广泛的应用前景。

### 2 涡轮叶片

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,因此涡轮叶片的结构和材料的选择是提高航空发动机性能的关键,各代航空发动机涡轮叶片结构和材料的发展如表1所示<sup>[21]</sup>。

为了满足第一代航空喷气式涡轮发动机的涡轮叶片的使用要求,20世纪50年代研制成功的高温合金,凭借其较为优异的高温使用性能,全面代替早期的高温不锈钢,使其使用温度有一个质的飞跃,达到了800℃水平,发动机的推重比也提高到了2~3左右。随着真空冶炼水平的提高和加工工艺的发展,铸造高温合金逐渐开始成为二代发动机涡轮叶片的主选材料,定向凝固高温合金通过控制结晶生长速度、使晶粒

按主承力方向择优生长,改善了合金的强度和塑性,提高了合金的热疲劳性能,使用温度达到了1050℃水平。第三代航空发动机普遍使用的单晶合金涡轮叶片即是定向凝固技术的进一步发展,其耐高温能力、蠕变强度、热疲劳强度、抗氧化性能和抗腐蚀特性较定向凝固柱晶合金有了显著提高,结构上开始使用空心叶片,加入冷却技术,可使使用温度达到1550℃。目前,国外推重比10的发动机F119/120(美)、GE90(美)、EJ2000(英、德、意、西)以及其他新型发动机都采用单晶高温合金铸造空心涡轮叶片结构<sup>[22]</sup>。

在工艺方法上,早期的涡轮工作叶片均采用高温与高强度镍基合金锻造后经机械加工而成,随后采用真空精密铸造后抛光而成,到了20世纪80年代则逐渐采用定向结晶铸造与单晶铸造的叶片<sup>[23]</sup>。GE公司研制的新结构单晶高压涡轮叶片的陶瓷型芯技术,采用传统工艺制造陶瓷型芯和等离子喷涂形成外层壁相结合的技术,并将其核心控形技术视为高度核心技术。陶瓷型芯的成型方

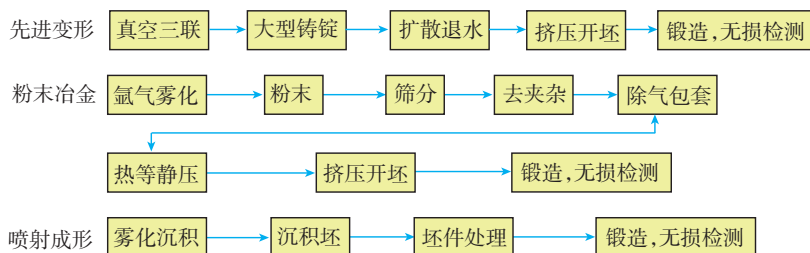


图5 先进高温合金涡轮盘坯件制备工艺流程对比

表1 各代军用航空发动机的结构和材料类型

代别	主要性能指标	典型发动机	结构	涡轮叶片材料
第二代	推重比:4~6 涡轮前温度:1300~1500K	斯贝 MK202 服役:20世纪60年代	实心叶片	定向合金和高温合金
第三代	推重比:7~8 涡轮前温度:1680~1750K	F100, F110 服役:20世纪70年代	气膜冷却空心涡轮叶片	第一代单晶和定向合金
第四代	推重比:9~10 涡轮前温度:1850~1980K	F119, EJ200 服役:20世纪末	复合冷却空心叶片	第二代单晶合金
第五代	推重比:12~15 涡轮前温度:2100~2200K	预计2018年	双层壁超冷/铸冷涡轮叶片	金属间化合物 第三代单晶合金

法主要有热压注法、传递成型法、灌浆成型法等<sup>[24]</sup>。热压注成型是目前应用最广的陶瓷型芯制备方法,也是制备高温合金叶片用陶瓷型芯最常用的一种方法,其主要工艺过程如图6所示<sup>[25]</sup>。

### 结束语

发动机性能的提高主要依赖于结构和材料的发展,而结构和材料的发展又与制造工艺具有密切的联系。从航空推进技术的发展历程来看,发动机关键部件的结构及材料使用趋向于整体化、轻质化。美国的IHPTET计划也明确指出,未来高性能航空发动机将大量使用复合材料一体化结构,如钛基复合材料宽弦风扇叶片、整体叶盘/叶环、陶瓷基复合材料火焰筒等,而整体化结构的设计和加工技术一直都是航空工程亟待突破的关键问题。我国对发动机的研究起步较晚,生产设备落后,与国外差距较大,在结构设计与制造工艺方面又处于劣势,因此,我们必须重视基础学科的研究,加强制造工艺的发展,重视设计-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。

### 参考文献

[1] Ballal D R, Zelina J. Progress in aeroengine technology (1939-2003). Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 43-50.  
 [2] 侯冠群. 宽弦空心风扇叶片制造工艺的发展. 航空制造工程, 1994(5):6-8.  
 [3] 梁养民, 谢国印, 李长青, 等. 宽弦空心风扇叶片扩散连接技术研究进展 // 陕西省机械工程学会. 第四届数控机床与自动化技术高层论坛论文集. 西安: 陕西省机械工程学会, 2013:198-201.  
 [4] 郝勇, 李志强, 杜发荣. 大涵道比涡轮发动机的宽弦空心风扇叶片技术研究 // 中国航空学会. 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2007:1-13.  
 [5] Jones M, Curnock P, Bradbrook S J, et al. Evolutions in aircraft engine design and a vision for the future // International Symposium, Japan, 2001:13.  
 [6] 刘长福, 邓明. 航空发动机结构分析. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.  
 [7] Kosmatka J. Design and spin testing of integrally damped hollow core composite fan blades // 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Austin, Texas, US. 2005:1-10.  
 [8] Younossi O, Arena M V, Moore R M, et al. Military jet engine acquisition // Technology Basics and Cost-Estimating Methodology, RAND, 2002.  
 [9] Krammer P, Rued K, Trübnerbach J. Technology preparation for green aero engines.

AIAA, 2003:12-19.

[10] 陈光. 航空发动机结构设计分析. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.  
 [11] 陈光. 整体叶盘在国外航空发动机中的应用. 航空发动机, 1999(1):1-6.  
 [12] Hongom M, Tadros R N. Fracture mechanics assessment of EB-welded blisked rotors. Canadian Aeronautics and Space Journal, 1990, 36(1): 4-10.  
 [13] 徐华胜. 航空燃气涡轮发动机燃烧室新技术. 中国航空报, 2012(3):1-6.  
 [14] 许帅, 于冰. 浮动壁火焰筒电火花加工工艺. 金属加工(冷加工), 2013(18):61-63.  
 [15] 杨秀娟, 张炳海, 邵天巍, 等. 第四代航空发动机浮壁式燃烧室制造技术 // 沈阳市科学技术协会. 科技创新与产业发展 (A卷)——第七届沈阳科学学术年会暨浑南高新技术产业发展论坛论文集. 沈阳: 沈阳市科学技术协会, 2010.  
 [16] Paskin M, Ross P, Mongia H C, et al. Composite matrix cooling scheme for small gas turbine combustors. AIAA, Orlando, FL, US, 1990:1-10.  
 [17] 王占学, 刘增文, 蔡元虎, 等. 推重比 15 一级发动机关键技术及分析. 航空发动机, 2010, 36(1): 58-62.  
 [18] Fecht H, Furrer D. Processing of nickel-base superalloys for turbine engine disc applications. Advanced Engineering Materials, 2000, 2(12):777-787.  
 [19] 栾永先. 双辐板涡轮盘结构强度分析. 航空发动机, 2012, 38(4):38-41.  
 [20] 张国庆, 田世藩, 汪武祥, 等. 先进航空发动机涡轮盘制备工艺及其关键技术. 新材料产业, 2009(11):16-21.  
 [21] 董志国, 王鸣, 李晓欣, 等. 航空发动机涡轮叶片材料的应用与发展 // 中国金属学会. 第十二届中国高温合金年会论文集. 北京: 冶金工业出版社, 2011:455-457.  
 [22] Bhaumik S K, Sujata M, Venkataswamy M A, et al. Failure of a low pressure turbine rotor blade of an aeroengine. Engineering Failure Analysis, 2006, 13(8): 1202-1219.  
 [23] 何国, 李建国, 毛协民, 等. 涡轮叶片材料及制造工艺的研究进展. 材料导报, 1994, 1:12-16.  
 [24] James R, Dobbs, Jeffrey A. Graves. Advanced airfoil fabrication. 8th Int. Symp. Superalloys, 1996:523-528.  
 [25] 王飞, 李飞, 刘河洲, 等. 高温合金空心叶片用陶瓷型芯的研究进展. 航空制造技术, 2009 (19): 60-64.

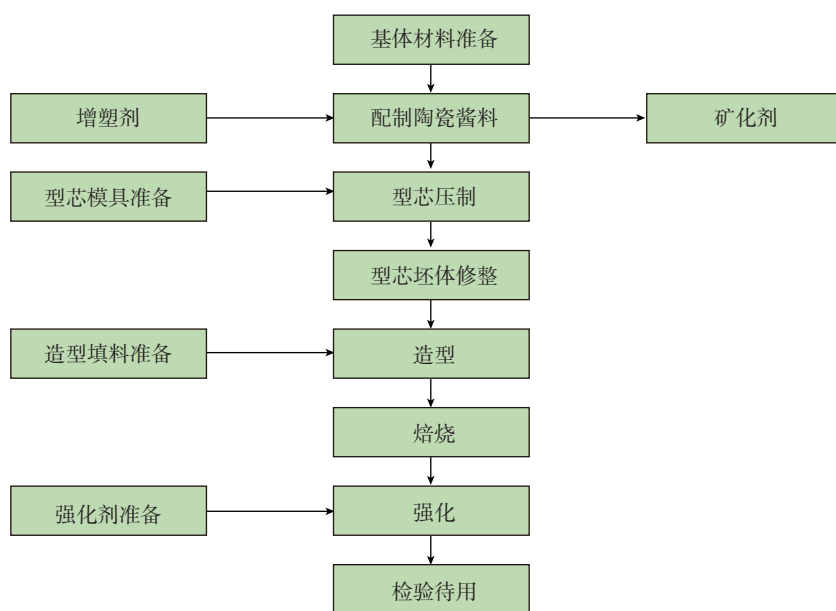


图6 热压注法制备陶瓷型芯工艺过程

(责编 玲犀)