

重型燃气轮机与航空发动机冷却叶片的联系和差异

The Relation and Difference of Cooling Turbine Blades Between Heavy-Duty Gas Turbine and Aero Engine

■ 魏佳明 余沛垆 王博 周灵敏/杭州汽轮动力集团有限公司

涡轮叶片是燃气轮机的核心热端部件。燃气轮机涡轮叶片的设计与制造吸收了大量航空发动机涡轮叶片设计与制造的技术及理念，但由于二者的工作环境及特点存在差异，因此其设计与制造也有不同的要求。

由于安装条件、使用期限、使用燃料和工作环境不同，燃气轮机与航空发动机涡轮叶片存在一定的联系与差异，主要体现在尺寸、质量、运行环境、寿命等方面，如表1所示。

两者的区别决定了燃气轮机涡轮叶片的设计与制造不能照搬照抄航空发动机技术，须对其提出不同的要求。

涡轮叶片材料选取

高温合金材料在燃气轮机及航空发动机等领域发挥着至关重要的作用。随着航空发动机推重比增大，涡轮前温度不断提高，要求高温合金的力学性能也相应提高。燃气轮

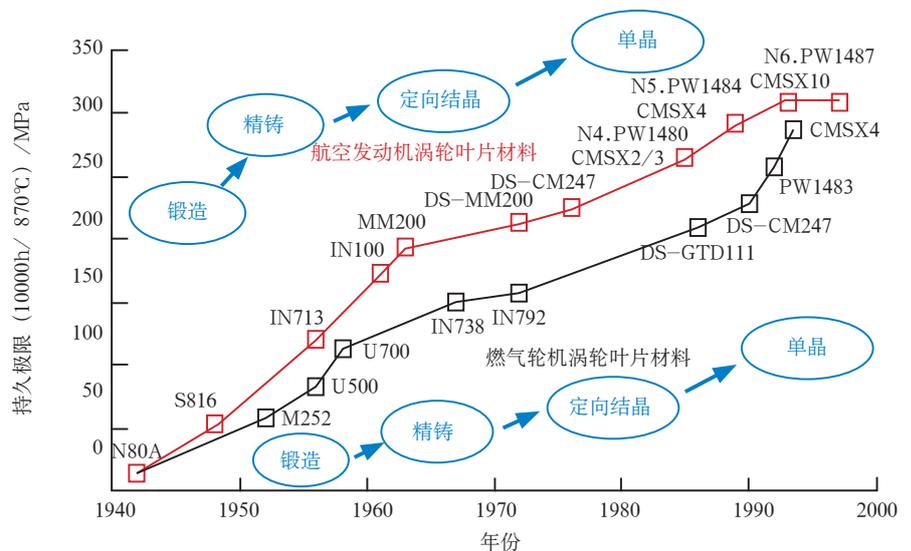


图1 高温合金在航空发动机和燃气轮机涡轮叶片中的应用

机功率和效率的不断提高，是靠不断提高涡轮初温（相当于航空发动

机的涡轮进口温度）来实现的，同样需要采用承温能力越来越高的高温合金。

高温合金在航空发动机和燃气轮机涡轮叶片中的应用如图1所示，二者所用高温合金成分基本类似，包含镍（Ni）、钴（Co）、铬（Cr）、钼（Mo）、钨（W）、铌（Ta）等元素。当然，高温合金在航空发动机和燃气轮机涡轮叶片中的使用发展历程也相似，其中铸造高

表1 燃气轮机和航空发动机涡轮叶片主要差异^[1-2]

机型	燃气轮机	航空发动机
尺寸	大 (910mm)	小 (30 ~ 150mm)
质量	<18kg	0.1 ~ 0.2kg
环境	热腐蚀显著	热腐蚀不明显
稳态下运行时间	>100000 h	25000 h
峰值温度下运行时间	>100000 h	<1000 h

温合金都经历了传统等轴晶(CC), 到定向结晶(DS)和单晶(SC)合金的发展。

先进燃气轮机涡轮叶片需要在高温热腐蚀环境下长期工作, 而且叶片的尺寸较大, 为了保证长期工作的可靠性, 必须考虑叶片材料组织和性能的稳定性, 特别是工业燃气涡轮使用含硫(S)和钒(V)较高的低级燃料, 会对合金产生严重腐蚀。其合金在设计中具有高Cr, 高钛/铝(Ti/Al)等几个显著特征, 与航空发动机叶片材料有差异。研制兼顾高强度、优异抗热腐蚀性及性能长期稳定的燃气轮机用铸造高温合金更具挑战性。

高温合金在燃气轮机和航空发动机涡轮叶片中的应用情况如表2所示, 燃气轮机和航空发动机涡轮叶片高温合金的成分设计差异主要有以下几个特点: 第一, 燃气轮机用高温合金中Cr含量明显高于航空发动机, 因为Cr能生

成Cr₂O₃保护性氧化膜, 有效地减慢合金的热腐蚀和硫化腐蚀, 目前国内外地面燃气轮机用抗热腐蚀高温合金中Cr含量为15%~20%; 第二, 燃气轮机用高温合金中Al、Ti加入总量和航空发动机相差不大, 但是Ti/Al高于航空发动机, 高Ti/Al合金对于良好的抗热腐蚀性能是必要的, 但Ti/Al过高, 会显著提高定向合金的热裂倾向; 第三, 燃气轮机用高温合金中Mo元素含量较低, Mo在热腐蚀环境中容易引起酸性熔融反应, 产生严重的热腐蚀, 因此在燃气轮机用抗热腐蚀高温合金中, Mo的含量一般较低, 加入量以1.5%以下为宜; 第四, 燃气轮机中的抗热腐蚀高温合金中一般不含铼(Re)等贵金属元素, Re是航空发动机用单晶高温合金中的重要强化元素, 可以显著提升合金的高温强度, 随单晶高温合金承温能力的不断提高, 合金中所需的Re元素的含量也在不断增加, 第

四代单晶合金中Re的含量已经达到6%左右, 但是贵金属元素的价格昂贵、资源稀缺, 考虑燃气轮机的制造成本, 目前大规模商业化的燃气轮机使用的叶片材料以及正在研制的高强抗热腐蚀单晶高温合金中均不含Re, 正在推向市场的G/H级燃气轮机中, 仅有美国GE公司使用了含3%Re元素的第二代单晶高温合金。

涡轮叶片冷却结构设计

叶片冷却结构设计要求在尽可能少的冷却空气用量下, 将叶片的金属温度降低到可以保证足够寿命的水平。如图2所示, 叶片冷却结构设计的发展历程是: 从简单的对流冷却结构, 到冲击冷却、气膜冷却, 再到复合冷却、铸造冷却结构, 并不断发展新材料、新涂层、新工艺。

在燃气轮机和航空发动机中, 对流冷却和冲击冷却是最早开发并得到采用的冷却技术, 冷却效力较低, 但不需要在叶片表面开孔, 能

表2 燃气轮机和航空发动机涡轮叶片高温合金主要成分

机型	合金状态	合金牌号	国别	合金成分 /wt%										应用实例
				Cr	Co	Mo	W	Ta	Al	Ti	Re	Hf	Ni	
燃气轮机	等轴	IN738	美国	16.0	8.3	1.75	2.6	1.8	3.4	3.4	—	—	62.75	M701F、6/7/9FA
		IN939	美国	22.4	19.0	<0.01	2.0	1.5	2.0	3.7	—	—	49.39	V94.3、501G
	定向	GTD111	美国	14.0	9.5	1.6	3.8	2.8	3.0	4.9	—	0.05	60.35	9FA
		MGA1400	日本	14.0	10.0	1.5	4.3	4.7	4.0	2.7	—	0	58.8	M701F3
	单晶	PWA1483	美国	12.2	9.0	1.9	3.8	5.0	3.6	4.1	—	—	60.4	V94.3
		CMSX4	美国	6.5	9.6	0.6	6.4	6.5	5.6	1.0	3.0	0.1	60.7	SGT800
航空发动机	等轴	IN713	美国	12.0	0	4.5	0	0	5.9	0.6	—	—	77	T-55
		Mar-M200	美国	9.0	10	0	12.5	0	5.0	2.0	—	—	61.5	JT12
	定向	Mar-M200	美国	9.0	10.0	0	12.0	0	5.0	2.0	—	2.0	60	TF30-P-100
		PWA1422	美国	9.0	10.0	0	12.5	0	5.0	2.0	—	1.5	60	F100-PW-100
	单晶	PWA1484	美国	5.0	10.0	2.0	6.0	9.0	5.6	0	3.0	0.1	59.3	PW4000系列
		ReneN5	美国	7.0	8.0	2.0	5.0	7.0	6.2	0	3.0	0.15	61.65	GE900

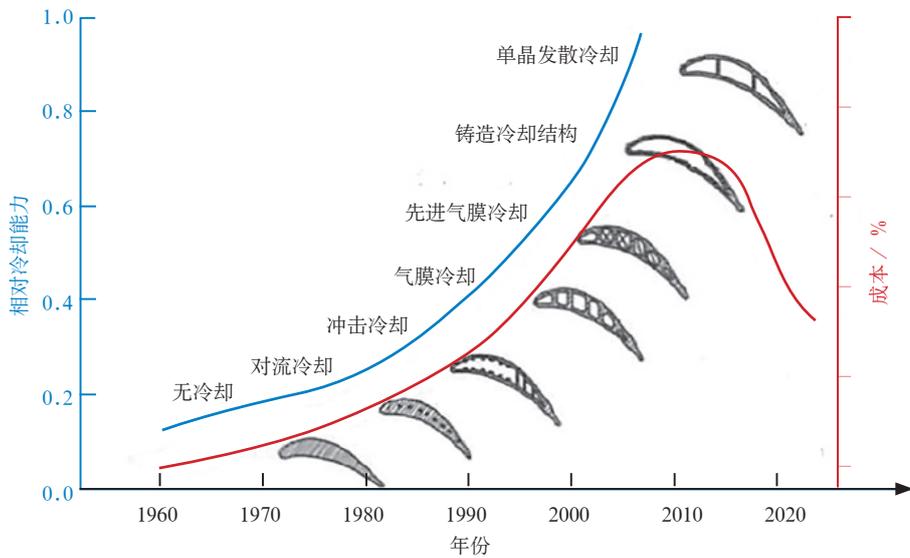


图2 涡轮叶片冷却结构发展历程

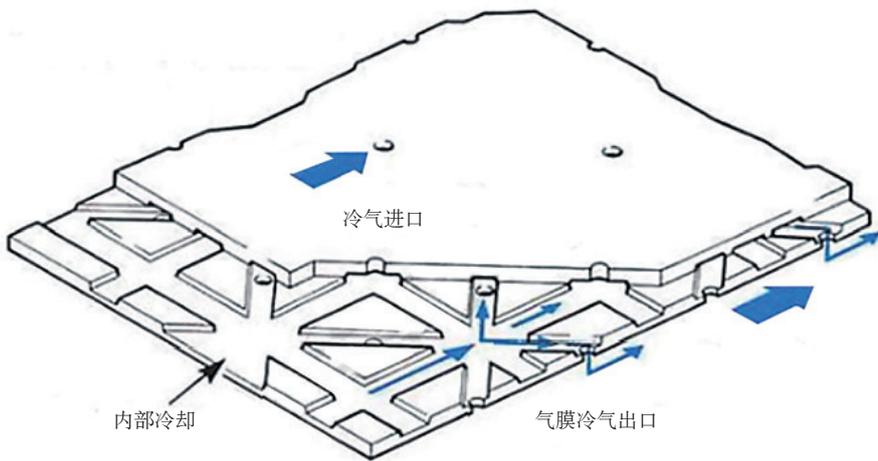


图3 层板冷却结构示意图

保证更长的叶片寿命，因此现有的E级、F级、G级燃气轮机的后几级涡轮叶片和航空发动机的低压涡轮叶片，仍然在使用纯对流和冲击冷却。

随着燃气温度的升高，目前的航空发动机高压涡轮叶片已经采用了全气膜覆盖的设计，能在叶片表面形成完整覆盖、几乎无间断的气膜保护，大幅提高了叶片承受高温的能力。燃气轮机由于涡轮初温相

对较低，对冷却气体的需求量相对较少，一般只是在压力面和前缘布置气膜孔，在吸力面，尤其是喉部及以后区域很少设置气膜孔。但近20年来，随着涡轮进口温度不断上升，叶型不断优化，H级、J级燃气轮机也逐渐采用了全气膜的叶片冷却设计，例如西门子SGT5-8000H燃气轮机的第1级静子叶片和转子叶片。

对全气膜冷却的研究逐渐演化

出了发汗冷却技术。发汗冷却技术需要制造构成叶片外表面并能形成细微的冷气出流孔隙的多孔层或者丝网层，并将之与承受应力的叶片骨架层相连接，技术难度较大。研究人员借鉴发汗冷却技术并对其进行一定简化，发展出了层板冷却技术。层板冷却结构如图3所示，其主要原理是：冷却空气流出冲击孔，构成冲击冷却效果；之后继续在通道内进行对流换热，通道内布置了复杂、致密的各种扰流结构，增大了气流的扰动，加强了换热，同时增大了换热面积；最后冷气从叶片外壁上的气膜孔汇入主流，形成致密的气膜冷却。因此，该冷却方式综合了冲击冷却、全气膜冷却和强化对流冷却等几种冷却方式，可以非常高效地利用冷气的冷却能力。有诸多机构将其应用于航空发动机涡轮叶片中，尤其是美国、俄罗斯、乌克兰等国家。未来该技术也是燃气轮机涡轮叶片冷却设计的发展趋势之一。

对层板冷却技术进行一定变型，并得益于新的精密铸造和加工技术的进展，还可以得到双层壁冷却结构。双层壁结构相比于层板结构，金属外侧和冲击板之间的腔室划分更加细致和精细，并取消了其内部复杂的扰流结构，换热效果虽弱了一些，但更易于制造，是未来航空发动机、燃气轮机涡轮叶片冷却设计的发展方向之一，如图4所示。诸多文献表明，双层/多层壁的冷却结构，能大大提高叶片温度均匀性，并减少冷却空气需求量。从结构上看，该冷却技术更适用于叶型宽厚、尺寸大的叶片，因此特别适合于燃气轮机叶片的设计。

从具体结构形式来看，静子叶片普遍采用多个腔室、带插芯的冲击，冷却叶身带气膜保护，尾缘采用槽缝结构或者孔排结构，叶片端壁采用冲击加气膜的冷却方式，如图5所示。转子叶片的冷却结构大多是带肋的蛇形通道结构，或者多通道多回路、带扰流的结构，近尾缘段采用扰流柱，尾缘用槽缝或者孔出气。

燃气轮机和航空发动机涡轮叶片的冷却设计理论和原理是通用的，两者都需要对材料、结构、强度、寿命、效率等诸多影响因素进行平衡。

但二者在冷却设计的细节上却有较大的不同。一般来说，航空发动机涡轮叶片小，冷却结构复杂、紧凑，在先进冷却技术的使用上比较超前。而燃气轮机涡轮的进口温度相对较低，叶片大，设计时注重高气动效率和长寿命，因此冷却设计更偏向于高可靠性和耐用性。从结构布置看，燃气轮机叶片冷却设计尺寸限制相对较少，设计自由度相对较大、壁较厚，以保证更长的寿命；从各种冷却技术的应用来看，燃气轮机在新技术、新材料的使用上较为滞后，倾向于更可靠、更低成本的设计；从冷气量来看，F级、G级燃气轮机的冷却空气占压气机进口流量的16%~20%，而航空发



图4 双层壁结构

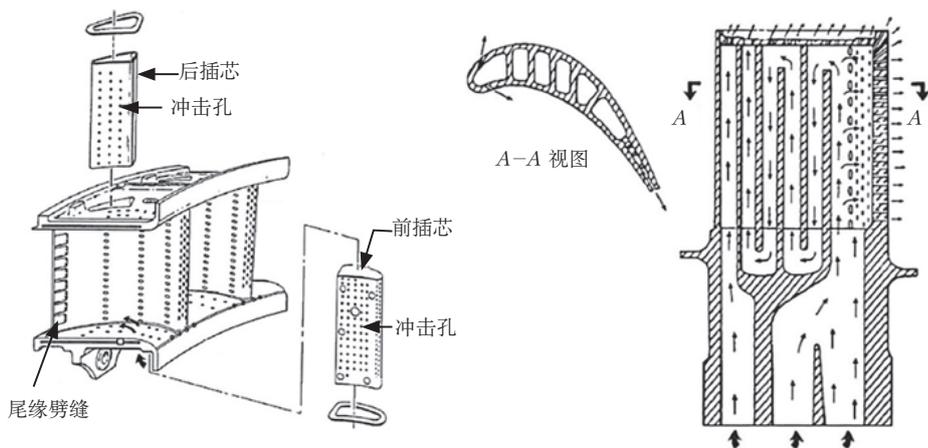


图5 静叶和动叶冷却结构示意图

动机的冷却空气可达20%~30%；从气膜孔尺寸来看，常见的航空发动机叶片叶身上的气膜孔、缝数量很多，气膜孔孔径也较小，一般尺寸为0.1~0.8mm，而燃气轮机的气膜孔数少，孔径较大，一般为0.5~1mm。

涡轮叶片制造熔铸工艺设计

制造熔铸工艺在高性能涡轮叶片的制造中扮演了重要角色。在过去的数十年中，制造熔铸工艺的改进与革新对涡轮叶片的发展起到了重要的推进作用，不可不提的两项重大突破为涡轮叶片定向凝固技术和模具与型芯制造技术的崛起。其中，定向凝固技术的发展可以使涡轮叶片承受高温的能力大幅提升，单晶叶片的出现将材料的高温力学性能提升到了全新的高度。涡轮叶片模具与型芯制造技术的发展，使各种复杂冷却结构叶片从设计到成品的工艺可操作性更强。

与航空发动机相比，燃气轮机涡轮叶片的熔铸工艺又出现了一些自身独有的新特性。燃气轮机涡轮叶片无论在几何尺寸还是质量上都

大于航空发动机，这就对叶片铸造工艺提出了新挑战。

在燃气轮机所涉及的大型定向凝固叶片制造工艺中，定向凝固技术是关键技术之一。快速凝固技术(HRS)从20世纪80年代开始已经被广泛用于航空发动机定向凝固与单晶叶片制造中。此后，燃气轮机也沿用了HRS技术，用以制造大型定向凝固叶片。但是，随着叶片尺寸的增加，大型定向凝固叶片的工艺窗口很小，在铸造过程中极易出现等轴晶、缩孔、雀斑等缺陷，如图6所示。为解决上述问题，从20世纪90年代开始，燃气轮机制造商GE公司、西门子公司和阿尔斯通公司开始推进高温梯度液态金属冷却(LMC)的工程化应用及研究。LMC工艺的特点是以低熔点合金作为冷却介质，在大型叶片的铸造过程中使液态合金温度可以保持在较低的水平，采用较快的抽拉速率，避免HRS中容易出现的问题。

航空发动机精铸件模具的设计可以追溯到20世纪50年代，当时模具设计主要通过二维图样进行串行设计，不仅对设计人员的熟练程度

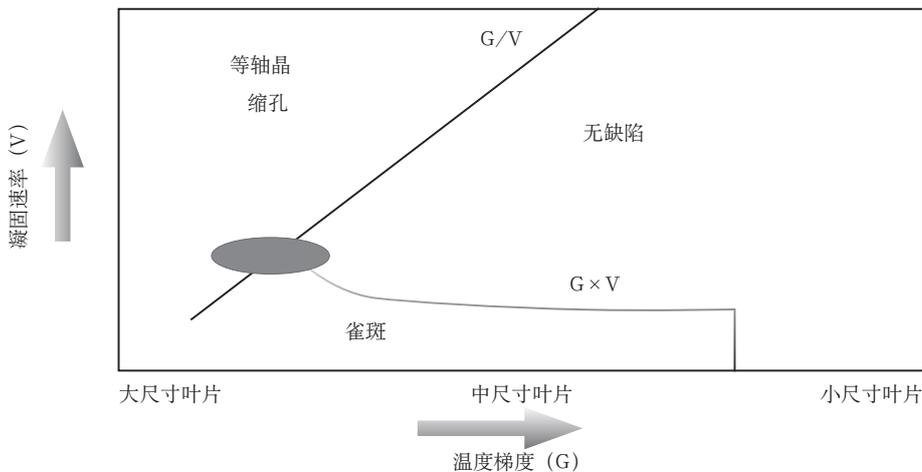


图6 定向结晶叶片熔铸工艺示意图

及经验有很高的要求，而且设计周期长且容易出现反复。20世纪60—90年代，随着CAD模具设计软件的发展与普及，模具设计周期与制造精度都提升到了一个水平，CAD模具设计流程如图7所示。模具设计加工中，收缩率是一个非常重要的参数，由于燃气轮机的涡轮叶片尺寸大，叶身壁厚沿径向变化明显，受上下缘板、安装支架等结构的约束，冷热态下叶片会产生较大收缩变形。针对燃气轮机叶片，尤其是末级大尺寸叶片无余量精密铸造过程中的变形问题，目前较为理想的方法是利用模具型腔的缩放进行变形控制。因为现阶段的技术还无法准确得到叶片铸造过程中的变形分布与模具型腔的缩放量。因此，通过蜡模的反变形补偿来抵消铸造过程中的变形，将是新一代净成型精铸涡轮叶片发展的关键。

在制造模具过程中，蜡模质量直接决定了最终叶片的尺寸精度。对于燃气轮机涡轮叶片的铸造，蜡模尺寸大，部分叶片尺寸超过600mm，叶身部分冷却结构复杂且厚度不均，

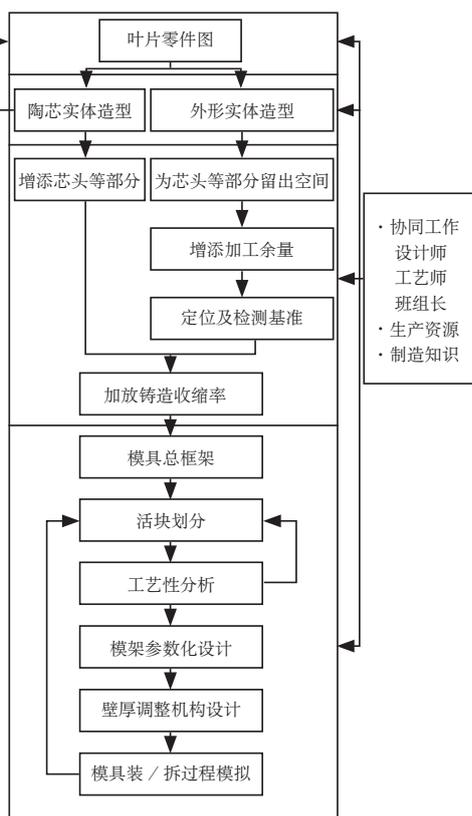


图7 CAD模具设计流程

冷却速率缓慢，导致叶身部分收缩变化大，对尺寸精度控制带来了很大的困难。蜡模假芯的应用很好的解决了这一问题，通过预先压制的

假芯来减少蜡模的壁厚，一方面保证了蜡模充型的完整，另一方面减少了蜡模的收缩量，防止缩限与尺寸变化过大，通过压制参数的调整配合，可以有效地解决压蜡时因体积收缩带来的尺寸问题。

随着燃气轮机涡轮叶片工作温度的不断提升，新型冷却通道也被广泛使用，新型冷却结构尺寸细小，结构复杂，只能通过预制陶芯来实现。陶芯根据材料的不同可以分为硅基和铝基。随着燃气轮机涡轮叶片尺寸和性能的不不断提升，对陶芯的要求也与日俱增，要求陶芯耐火度高、热膨胀率低、高温强度高、化学成分稳定以及易脱除等。

结束语

本文针对航空发动机和燃气轮机涡轮叶片材料设计、冷却结构设计、制造熔铸工艺设计这三方面进行了综述，详细介绍了两者的联系与区别，可以为燃气轮机和航空发动机涡轮叶片的选材、设计、制造提供一定参考。

航空动力

(魏佳明，杭州汽轮动力集团有限公司，工程师，主要从事燃气轮机涡轮部件强度振动及寿命可靠性研究)

参考文献

- [1] Steh B B. Superalloys-The Utility Gas Turbine Perspective[C]. Superalloy 2008, Warrendale, PA: TMS, 2000: 3-16.
- [2] Bouse G K, Schaeffer J C, Henry M F. Optimizing SC Rene N4 Alloy for DS Aft-Stage Bucket Applications in Industrial Gas Turbines[C]. Superalloy 2008, Warrendale, PA: TMS, 2000: 99-108.