

高温涡轮译文集

国外航空编辑部

1979.4

目 录

冷却和制造涡轮叶片的新方法.....	(1)
NASA对涡轮导向叶片和工作叶片的气动力和换热研究.....	(13)
涡轮风扇发动机高温涡轮的设计及性能.....	(41)
气冷涡轮叶片的疲劳寿命计算.....	(57)
对于燃气涡轮转子叶片换热计算方法的评论.....	(74)
先进燃气涡轮的自动交互设计系统.....	(88)
定向凝固气冷涡轮叶片的强度计算.....	(102)
单级发散式冷却涡轮于2500° F 涡轮进口温度下在发动机中运转150小时的 实验研究结果.....	(112)
高温涡轮专题资料目录.....	(126)

冷却和制造涡轮叶片的新方法

摘 要

燃气涡轮耐久性研究的目的在于在高循环温度时能有效地工作。关键性技术包括与合金性能相应的冷却和制造技术。先进技术提供高温时要求的可供选择的冷却方法,而新的制造技术取消了单件铸造的约束。新方法包括铸造和锻造合金及应用定向凝固和定向结晶合金,以提高叶片合金材料的性能。这些新的涡轮冷却方法和制造技术会有利于以军用飞机和工业涡轮为代表的各种燃气涡轮发动机的应用。本文介绍几种冷却涡轮的设计和制造方法及其对生命期总费用的益处。

前 言

从涡轮发展史看,从非冷却涡轮到中等冷却涡轮的最初阶段是相当容易达到的,并对发动机性能有很大的提高。这有两个理由。第一个理由是冷却的最初阶段可以用少量的冷却空气使金属温度降低很多。这一点从图1中所示的叶片冷却效果特性曲线看得很明显,该曲线在冷却空气流量少时较陡,但随着冷却空气增加变得较平坦。产生这种特性是因为对流冷却过程实际上使用由发动机工作状态确定的一个不变压比。使用的冷却空气量越多可能导致冷却空气热容量就越大(降低了冷却空气温升),而热交换系数增加很少或没有增加。在涡轮叶片中,冷却空气温升的差别引起的金属温度的降低会相当小。

第二个理由是在叶片叶弦中部通过采用非常简单的减少金属温度的冷却结构,容易使平均金属温度降低较多。在这个区域内,外部热交换系数是最低的,而气动设计使它具有大的横截面积,在这个地方可以采用厚壁。叶片的平均强度和它承受燃气载荷或离心载荷的能力由于降低了金属平均温度而大大增加。只要局部必须冷却区域如前缘和后缘确实仍低于金属熔化温度,并且温度梯度不超过 200°F 或 300°F ,那末,这种有效地冷却型式得到很好的冷却效果。

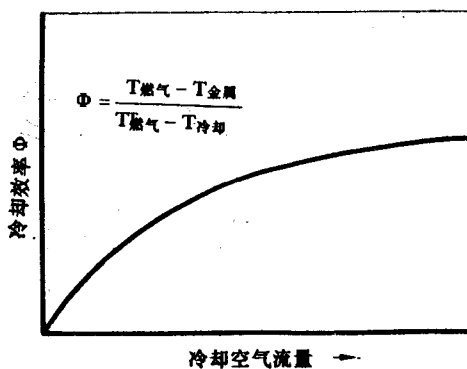


图1 涡轮叶片冷却效率的趋势

* 本文作者：普拉特惠特尼公司政府产品分公司R·R塞勒斯、D·E达尔伯格、G·S卡尔弗特

然而,当燃烧温度提高到 2500°F 和 2500°F 以上时,这样一种简单的冷却方法就行不通了,因为叶型内温度梯度引起局部熔化和大的热应力,特别是由于发动机迅速加速或减速引起的热疲劳很明显地影响高温涡轮寿命极限。

使用的大量冷却空气在叶型表面上排出以产生冷却气膜是一种早期解决高温问题的办法。然而,涡轮的气动性能对低能空气排入主气流所引起的动量混合损失非常敏感。这些损失与 M 数的平方成正比,并且涡轮叶片表面的大部分是在跨音速 M 数下工作。因此在涡轮冷却研究中重点最近集中在两方面:第一是确定通过非常高的局部冷却效率消除大的温度梯度的方法;第二是发展气动性能损失最小的冷却技术。

图2表示在涡轮叶片表面各个地方热交换系数的相对值。很明显,叶片前缘和后缘是难冷却的区域,因为外部热交换系数大而可供安排冷却结构的空间受到限制。

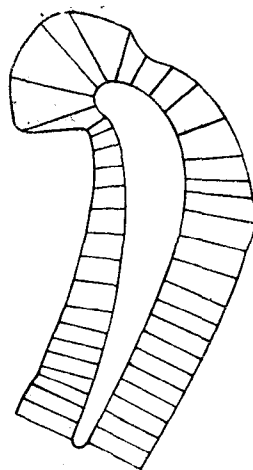


图2 典型叶型热交换系数分布图

一、气动力和热动力设计

目前的前缘冷却方法

目前生产型发动机叶片前缘冷却技术表示在图3中,一个径向孔是最简单的可能的方法。冷却空气径向流过叶片并排到主气流中,用这种方法获得的内部热交换系数一般为外部滞点热交换系数的30%,如果冷却通道是图中所示小通道,那末,冷却剂的温升可能成为一个大的问题。对于相对燃气温度为 2500°F 的转子叶片来说,冷却空气以 1100°F 进入涡轮转子叶片,那末在它从涡轮叶尖排出之前可能增高到 $1600^{\circ}\text{F} \sim 1700^{\circ}\text{F}$ 。在叶尖处局部冷却效率为0.3,那末那里的金属温度将超过大部分超级镍基合金的熔点。这种类型的冷却一般限制在燃烧室出口温度为 $1800^{\circ}\text{F} \sim 2300^{\circ}\text{F}$ 的范围。

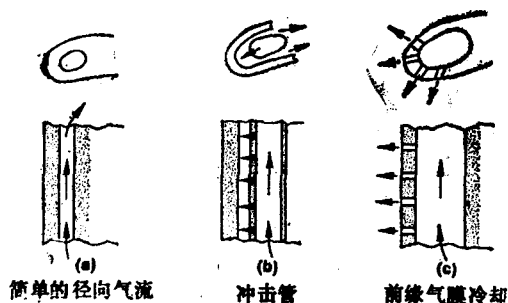


图3 目前前缘冷却方法

为了抵消高的前缘滞点的外热交换系数,可以用喷射冷却空气直接冲击前缘内表面。用这种技术,在喷气冲击的地方与外部热交换系数大致相当的对流热交换系数。在公开文献中数据表明,冲击喷口的最佳几何位置是在大约离叶壁3个喷口直径的地方。这种冷却型式在涡轮第一级导向叶片中已是非常成功的,在第一级转子叶片中也有了一些成就。然而,特别是在转子叶片中有几个因素限制冲击冷却使用

的。正如图3中能见到的,叶片前缘小曲率半径加上有限的壁厚,导致不利的表面面积比。在典型的燃气涡轮应用中,热表面超过冷却表面积1倍,所以,如果叶壁要用对流冷却的话,那末,要求冷却面热交换系数非常高。而且在转子叶片中,使用提供冲击空气的冷却

管。除了由于冷却管产生的大离心载荷外，还造成制造和装配的困难。在 13,000 转/分平均气流通路直径 22.1 英寸的典型涡轮中，名义尺寸 0.017 英寸壁厚的管子每一个管产生 880 磅拉力。这个值为叶片总拉力的 9%，这对叶片与盘的连接在结构上是不利的。

在燃气涡轮发动机中燃烧室出口温度超过 $2,500^{\circ}\text{F}$ 的情况下，目前通常采用的冷却方法表示在图 3 (C) 中。在这种所谓的前缘气膜冷却结构中，冷却孔直接通过叶片前缘。叶片通过小孔通路内的对流冷却和排出冷却空气形成保护气膜进行冷却。大量的研究工作的目的在于研究涡轮叶片的气膜冷却，并使其最佳化。

前缘冷却的新方法

气膜冷却研究已指出，在任何一个给定的应用情况下，有一个最佳的吹风参数。然而，对转子叶片前缘孔来说保持一个不变的吹风参数是一个问题。在旋转中，叶片起一个离心叶轮作用，在叶片径向冷却通道内产生一个泵压梯度。在典型应用中，如图 3 (C) 所示方案，在叶根内径冷却空气与主气流压比为 1.04，在叶尖压比将是 1.1。如果 1.04 的值提供最佳吹风参数的话，那末，在叶尖 1.1 压比将导致前缘气膜喷射的冷却空气离开叶片表面，从而减少气膜冷却效果，排出大量的有用的冷却空气。

解决这个问题一个独特的方法是带分隔室的前缘，这种前缘用两个半片叶片（半片叶盆，半片叶背）的构造方法是能制成的。这个方法在后面更详细的讨论。图 4 (a) 表示一种已获得专利的带分隔室前缘气膜的前缘结构。在这种结构中，控制供给前缘气膜孔的压力以产生不变的前缘压比。每一隔室由一个孔流入冷却空气，孔的尺寸根据当地内部泵压梯度和外部主气流压力来估算。这样，就可在整个叶高上用最少的冷却空气而获得气膜冷却最佳的吹风参数。

层板叶片结构技术的发展（在后面还要更详细的讨论）已使图 4 (b) 中所示的一些非常复杂的小通道对流冷却结构成为可能。图中所示的这种结构是一种叠加叶弦方向层板制成的导向叶片（静子）。这种结构的各个冲击孔和冷却隔室采用一般熔模铸造的方法是不可能制成的。由于小通道的作用，获得的内热交换系数约为外热交换系数的 1.3 倍，而且内外表面积比大，为 2.8。

叶弦中部冷却

虽然叶片叶弦中部由于前述原因会是比较容易冷却的，但是要以最少的冷却空气和最小气动损失来冷却这个叶片的大部分，这仍然是个难题。图 5 表示今天的燃气涡轮采用的三种普通方法。

先进技术包括改善对流冷却效率，取消或减少需要的气膜冷却。测量点（气流通道的喉部）附近的叶片叶背处是主气流 M 数最高的区域。气膜冷却空气在跨音速叶型的这个范围排出，会产生比已经很大的动量混合损失大得多的激波损失。在层板技术初期，设计了一个采用气膜冷却的单级涡轮，但当时只考虑得到所希望的叶片温度，而很少考虑这种结构气动损失。

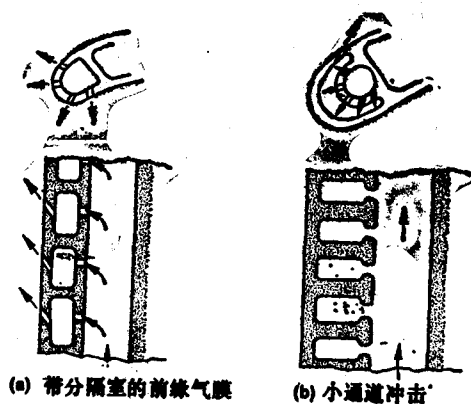


图4 新的前缘冷却方法

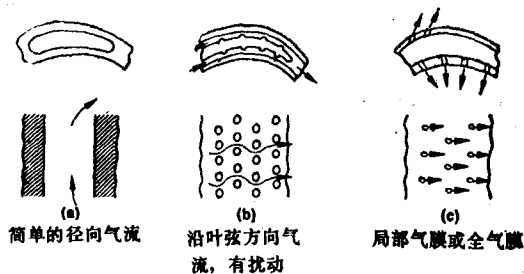


图5 现有的叶弦中部冷却方法

过 2500. F 时, 在叶片叶弦中部使用气膜冷却是不可能完全避免的。然而, 使用小的、高效率对流通道的能使大的冷却损失减到最小。在这种层板结构的叶弦中部获得的平均冷却热交换系数是外部热交换系数的 50%。然而, 层板的几何形状提供的冷却表面积是热表面积的 4 倍, 这样给叶弦中部提供了充分冷却条件。

现行的后缘冷却方法

后缘冷却提出了独特问题, 因为来自后缘的环形堵塞和尾迹可能造成相当大的气动性能损失, 所以后缘的厚度必须减到最小。典型的高性能冷却涡轮堵塞面积为 10~15%, 因此, 后缘必须保持薄, 并且不适宜于在内铸出径向通道。当采用如图 7(a) 这种结构时, 后缘基本上成为一种高温燃气下运转的非冷却薄片。这种形式的冷却对涡轮进口温度低情况 (在这种情况下, 要求叶片均匀冷却, 并且热燃气温度不超过腐蚀极限) 是可以接受的。

试验数据已指出, 通过后缘开缝将冷却空气排入尾迹不会增加损失, 甚至在某些情况下 (见图 8) 能降低损失。因为, 图 7(b) 和 (c) 所示的结构已广泛用于气冷涡轮叶片。

后缘冷却新方法

当燃烧室温度超过 2500° F 时, 用一般铸造技术得到的后缘对流通道的不足用来进行冷却的。可用图 9 说明的几种方法来增大热交换。虽然铸造后陶瓷型芯的破

最近采用同样的总冷却流量 (发动机总流量 10%) 再次进行这种设计, 但是重点在于使冷却空气气动损失最小。由于使用更多的对流冷却而不是气膜冷却, 并把气膜冷却出气孔移到主气流 M 数较低的区域, 测得的最初设计的气动损失减少 35%, 总的涡轮效率增加 1.5%。

图 6 表示采用层板结构能做成的叶弦中部冷却的三种新方法。在燃烧室温度超

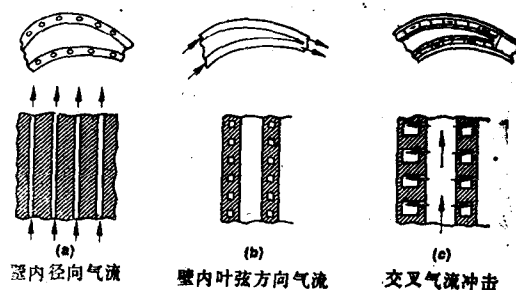


图6 叶弦中部冷却的新方法

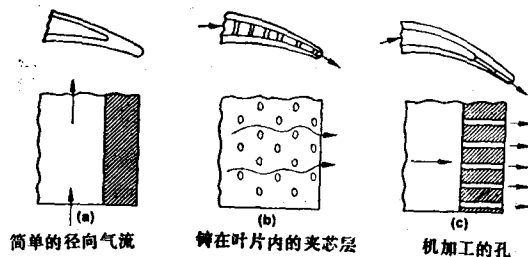


图7 现有的后缘冷却方法

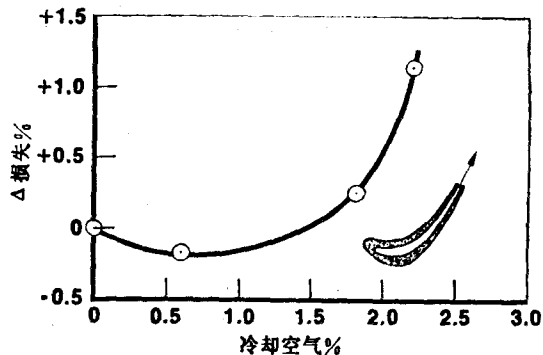


图8 后缘冷却空气排出对叶型气动损失的影响

损和取出是困难的, 并导致大量报废, 但图 9 (a) 所示的高密度夹芯层结构是可以铸造的。用电火花和电化学加工夹芯的两个半片叶片结构, 提供了一种能解决这个问题的方法, 另一种方法是图 9 (b) 所示的交错结构。已经对这些增大热交换系数的结构进行了热交换试验, 数据表明, 高密度夹芯层和交错结构与目前技术水平夹芯层相比改善了冷却效果。

先进的冷却性能

由于采用了小通道冷却的新方法, 所以叶片三个区域能采用最少的冷却气流获得均匀的冷却。图10表示使用相同的冷却空气量画出三种典型冷却结构按叶弦方向的金属温度分布。值得注意的是小冷却通道产生的温度分布均匀得多。在图11中画出能达到的局部冷却效果随冷却空气流量变化。

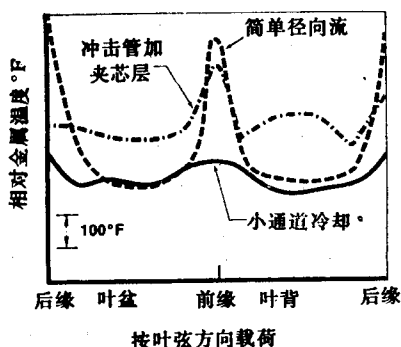


图10 采用先进冷却技术而使叶型温度梯度减小

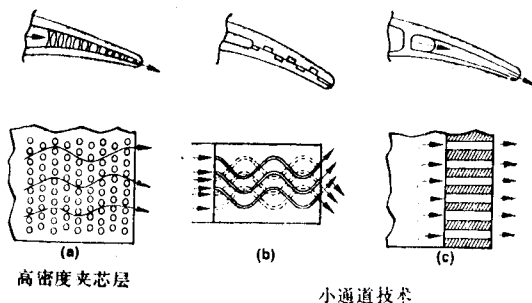


图9 后缘冷却的新方法

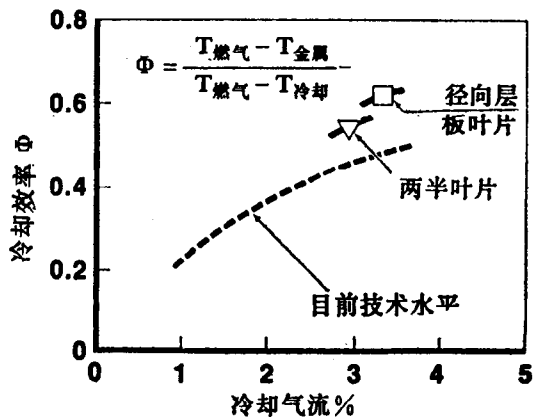


图11 采用先进冷却技术而使冷却效果改善

最新的冷却研究中一项同等重要的成就是以最小的气动损失得到最高冷却效率的能力。图12和图13表示按空军航空推进实验室的合同(合同号F33615—76—C—2009)进行的工

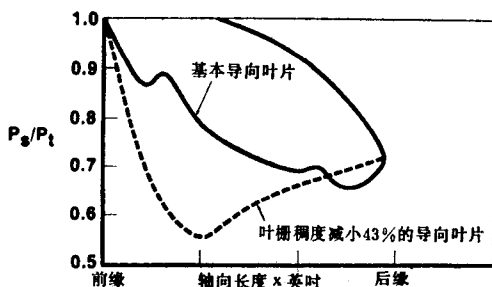


图12 正常和小叶栅稠度涡轮导向叶片的静压分布

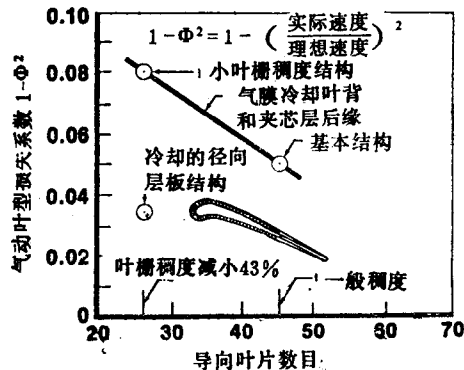


图13 叶栅气动试验的结果

作的结果, 此结果在另一篇论文(AIAA—950)中也作了报导。对两种叶片结构进行了比较。基本设计采用了如图中所说明的一般冷却技术。对于小叶栅稠度的设计来说, 每个叶片负荷就增大, 这样大大增加主流中的相对 M 数。如图13所示, 在高负荷叶片中, 最初企图使用的基本冷却结构使气动损失提高60%。图中所示的先进冷却方法的应用把气动损失减到低于基本结构的损失。

二、新的制造方法

目前, 气冷涡轮叶片做成整体式熔模铸件, 由陶瓷型芯形成内部详细结构。某些导向叶片和工作叶片装有供控制局部热交换所需要的为引导和加速冷却空气的导流片。气膜冷却孔如果需要的话, 用机加工打在铸件外壁上。这种结构的冷却效率受到铸造时型芯完整性的要求及铸造后型芯拆卸及安装导流片的限制。

在过去10~15年中已积极地研究了各种更有效的冷却方法, 包括多片式铸件、金属层板、编织/烧结金属丝叶片外壁。然而, 尤其是涡轮转子叶片, 由于缺乏合适的加工技术, 特别是在多片式叶片的比较精细结构的连接处, 难以达到高的结构完整性。在最近几年, 高温超级合金连接技术的发展已消除了这种约束, 因而就有可能发展改善冷却所要求的内部结构复杂的可行的叶片结构。

通个两个半片涡轮叶片的制造过程(图14)可说明这种技术的一种比较简单的应用情况。叶型分两个半片制造, 就便于准确成形和检查通道详细结构。对铸造合金来说, 两个半片的外部 and 内部都可按图纸最终形状铸出。对锻造合金来说, 两个半片的外部形状可以锻出, 但冷却通道的细节要用机加工。两个半片在配合面(大致沿叶片中弧线)连结起来, 然后按图纸最终尺寸对叶片的榫头、凸台和叶尖进行机加工。一般整体铸造叶片内部详细结构的检验必须依赖于试样叶片的破坏性检验; 而对提供交付叶片来说则用非破坏性检验技术(X射线和声波), 这种方法在许多关键地方的判别能力是受到限制的。两个半片式叶片的制造过程中, 提高了对冷却通道几何形状质量控制, 这基本上消除了叶片与叶片之间最高金属温度变化, 在目前带插入导流片的整体叶片上此温变变化高达 $100\sim 150^{\circ}\text{F}$ 。

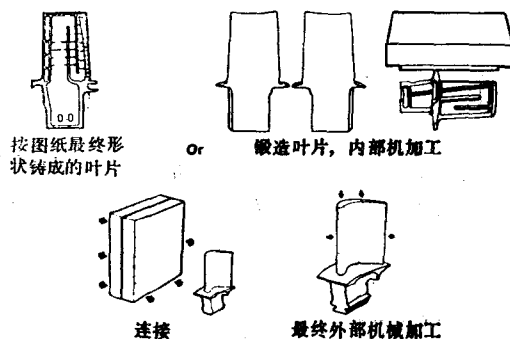


图14 两个半片式涡轮叶片的制造过程

层板结构是进一步改善全部和局部冷却效果的两个半片式叶气方案的扩展。图15所示涡轮叶片是用图16所示的层板组加工成的。径向层板延伸到榫头区, 以构成整体榫头, 而所有焊接点与离心(径向)载荷平行。在长方形层板毛坯中按希望的宽度和深度用光腐蚀方法加工冷却通道。在所示的叶片结构中, 前缘和后缘部分是焊接之后钻上冷却通道的实心块。机加工焊接好的层板叠块, 以提供中心冷却空气供给腔, 然后装上由横向层板制成的冷却叶尖盖。叶片、凸台和榫头经外部机加工后, 这个另件就制成了。

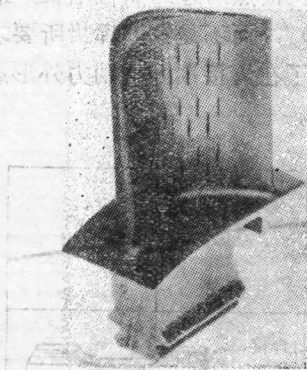


图15 径向层板制成的涡轮叶片

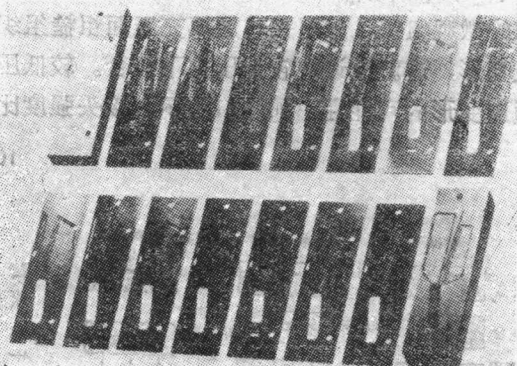


图16 径向层板叶片的腐蚀好的层板组

层板的方向可以按冷却结构的要求来决定。用图17中所示的后缘层板来说明这样一个例子，该后缘层板的连接面位于中弧线。在这种情况下，后缘层板和后缘块连接成一个单独的二级组件，然后如图18中所示，与前面部分的层板叠块相连。

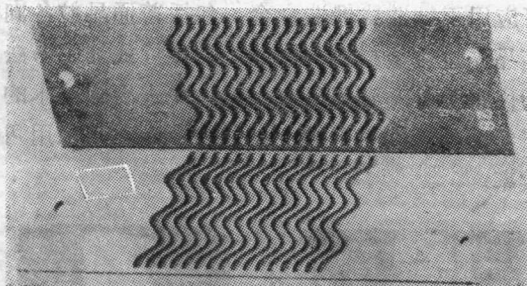


图17 沿中弧线方向的后缘层板

水平方向或按叶弦方向的层板可以用于只承受气动载荷和热负荷的涡轮导向叶片。加工方法基本上和前面叙述的一样，于是就得到图19中所示的导向叶片结构。

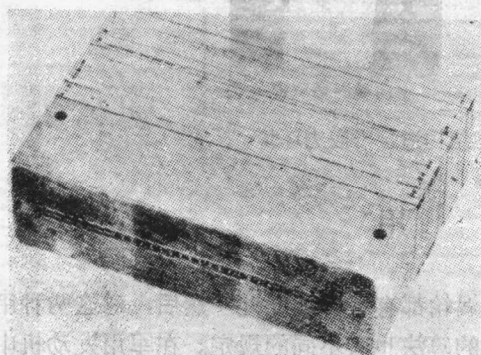


图18 连接到前面的层板叠块上去的后缘二级组件

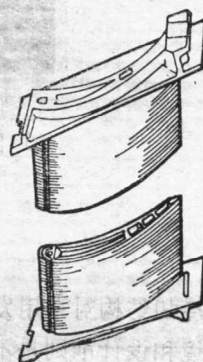


图19 按叶弦方向的层板制成叶片的导向

用于连接叶片细节结构的先进焊接方法将大家熟悉的钎焊和扩散焊接技术的一些特点结合起来了,如图20所示。瞬时液态焊接工艺与扩散焊接相类似,使接点两边的晶粒增长,造成均匀的微观组织。采用夹芯层填充表面粗糙组织(类似钎焊料),而不是扩散焊接所要求的机械变形,这就允许在较低压力下接合。较低压力的要求减少了在焊接期间气动力外形或冷却通道变形的可能性。如图21所示,接头强度比基体强度还好。

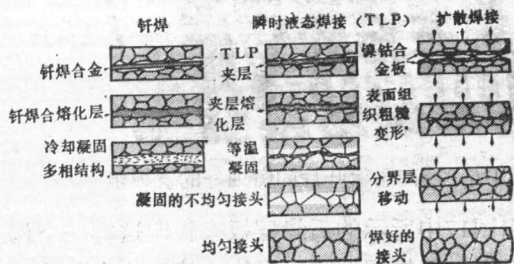


图20 先进的技术和一般连接技术比较

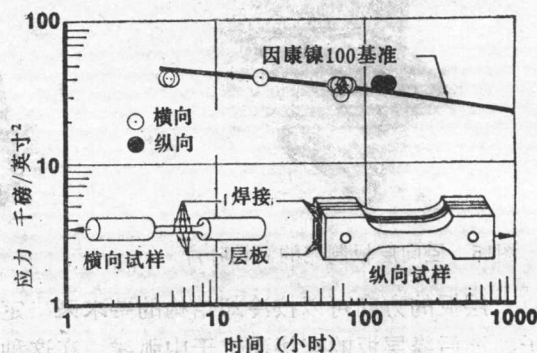


图21 接头破裂应力数据

多片叶片加工方法可应用于铸造或锻造合金,包括普通晶粒各向等大的材料和为增加主应力方向的强度的定向结晶先进合金材料(图22)。多片式加工方法对叶片费用的影响可以通过使某些制造工序自动化来弥补。费用研究指出:先进冷却技术的叶片可以在有竞争力的费用范围内生产(相当目前单件铸造费用60~130%),而它可以用可接受的冷却空气流量来达到先前达不到的冷却效率。

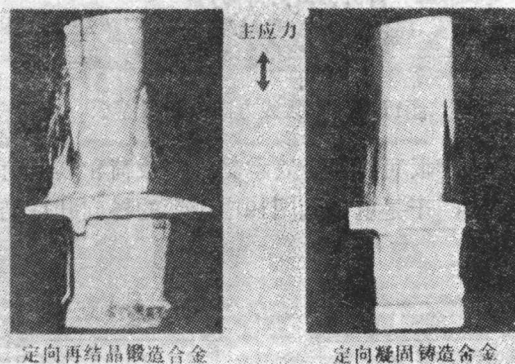


图22 叶型合金微型结构适合于应力环境

三、应用

先进的冷却结构对军用发动机和工业燃气涡轮都有很大的好处,然后,对这两种用途来说,工作环境和设计准则是不同的,因而收效的算法也有不同的规定。在军用发动机中,燃烧的燃油通常是高质量的,设计寿命规定为数千小时,而每小时功率变换次数比较多。对军

用发动机来说, 先进冷却技术的好处是有更高的推重比, 因而也就提高了飞机的作战能力。另外, 由于目前愈来愈强调生命期总费用 (LCC), 而好的冷却结构能降低生命期总费用。与军用发动机环境相反, 工业燃气涡轮必须用含硫量比较高的低质量燃油, 设计寿命规定为数万小时, 而每小时工作循环数比较少。工业发动机的收效主要表现在要总的系统效率高, 这样, 单位功率的费用较低, 而且在今天的能源条件下, 降低耗油率更重要。下面各段更详细地介绍如何把先进冷却方案应用到军用和民用两种燃气涡轮发动机中。

军用发动机

普拉特·惠特尼公司正在鉴定前面所述的两种采用先进冷却方案和制造技术的叶片。第一种叶片是两个半片式叶片, 它有一个带分隔室的前缘, 叶片其余部分有三个冷却通道。第二种叶片即径向层板叶片, 主要是对流冷却。这两种类型的叶片热交换试验结果与目前叶片的类似数据比较表示在图23中, 这些数据表明先进冷却结构在局部热峰和平均金属温度两个方面确有优点。试验结果还表明, 径向层板结构 (采用更完善的冷却方案) 是试验过的最有效的冷却结构。

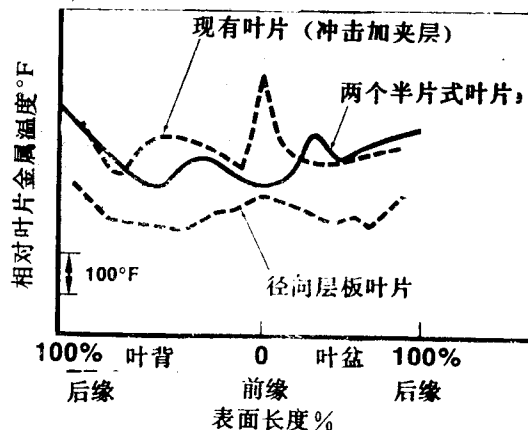


图23 用新的叶型构造方法获得的较为均匀的温度分布

采用这些试验数据, 先进涡轮发动机设计研究指出, 改善冷却技术将增加发动机推重比, 并使燃烧室出口温度增加到获得最佳推重比的数值, 如图24所示。同时, 如图25所示, 一次典型的战斗机的任务所消耗的燃油随燃烧室出口温度增加而增加。关于这些对生命期总

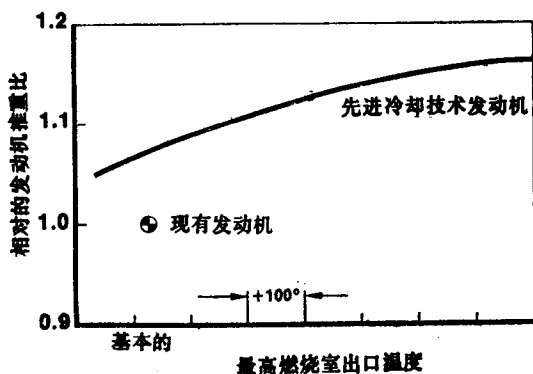


图24 发动机推重比随先进冷却方法改善

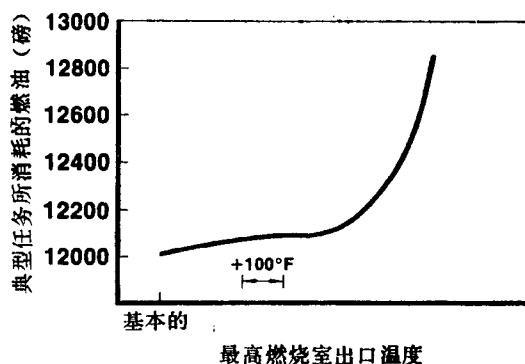


图25 燃烧室出口温度对典型任务所消耗的燃油的影响

费用的影响结果表示在图26上。生命期总费用随着先进技术使用降低, 但最省钱的燃烧室出口温度低于最佳推重比时的燃烧室出口温度。在更高的燃烧室出口温度下, 生命期总费用随燃油消耗增加而提高, 其中还考虑到维护费用的增加, 这个问题是高温发动机的老问题。

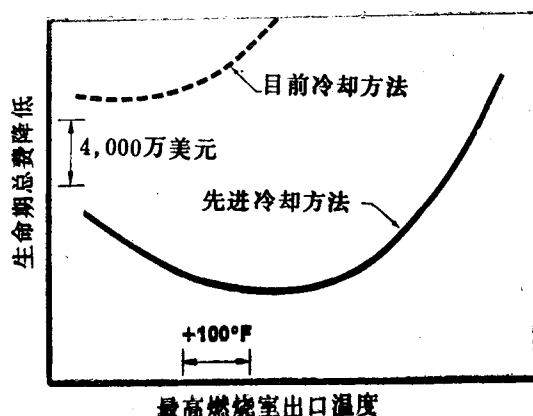


图26 最高燃烧室出口温度对寿命循环费用随着先进冷却技术降低

工业发动机

对工业燃气涡轮来说，增加燃烧室出口温度的好处是得到更有效的能量转换，图27所示的为一种简单的开式循环尖峰负荷发电设备。然而，工业涡轮有严格要求，即涡轮叶片最高金属温度必须限制在 1500°F 左右，以使来自燃烧室的含硫量相当高的燃气热腐蚀减到最小。这个问题当考虑用从煤中提炼的燃料时甚至更关键。图28表明叶片涂层寿命如何随着增加金属温度变化而降低的。它还表明估计的从煤中提炼的燃料对降低寿命的影响。在本文中，先进冷却技术提供一个在可接受涡轮寿命情况下获得高循环温度的方法。例如，图28指出先进的层板冷却叶片技术在燃烧室出口温度 2500°F 的情况下能限制导向叶片最高温度到 1500°F ，这比一般最好的前缘气膜导向叶片（用相同冷气流）大约低 100°F ，层板导向叶片寿命相当于前缘气膜叶片的二倍。从另一方面说，用从煤中提炼的燃油的层板冷却结构和用目前工业燃油的一般冷却结构的寿命差不多相等。

目前正在把层板冷却叶片技术应用到由能量研究和发展局（ERDA）的储存和技术分部倡办的一项计划中的工业发动机（ERDA合同EY-76-C-05-5035）上去。

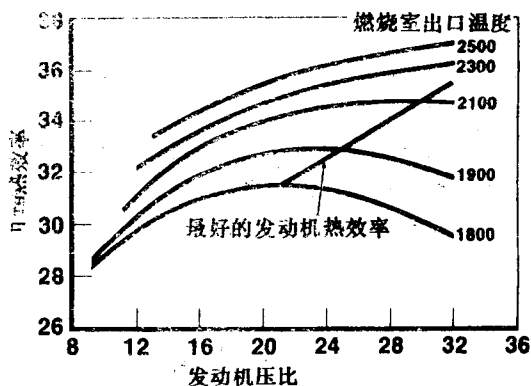


图27 简单的开式循环转换系统特性

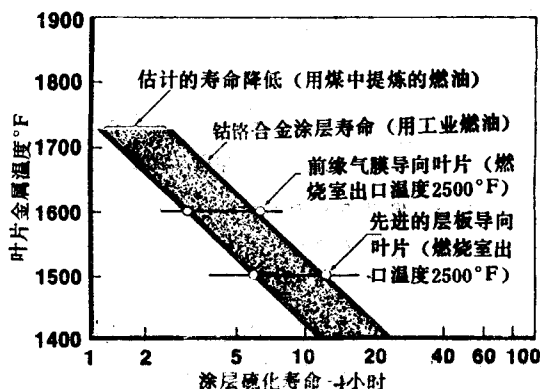


图28 用先进冷却方法增加的叶片寿命

这个计划的目标是论证燃烧室出口温度为 2500°F 的 10 兆瓦/15,000 轴马力级的工业燃气涡轮发动机, 这样的发动机能降低放热率 20%, 压气机和涡轮的零件减少 20%; 并验证关键技术。导向叶片和转子叶片都将使用层板冷却叶片, 这是要验证的关键技术之一。

能量研究和发展局的一种叶弦方向层板导向叶片的冷却方案剖面图表示在图 29 中。导向叶片冷却结构必须采用先进技术, 因为导向叶片必须按导向叶片进口的最高燃气温度进行设计。在这种情况下, 设计的导向叶片最高燃气温度为 2970°F 。导向叶片由三股冷却空气冷却, 第一股是前缘冷却空气, 由沿叶高方向的内腔供气, 冷却空气先对前缘进行冲击冷却, 然后从叶背上的槽排出, 形成气膜冷却。为了避免工业燃油堵塞问题, 前缘无冷却孔是很重要的。叶背上的槽向下游方向开口, 这是为了避免堵塞。导向叶片的中心部分由中心腔进入空气冲击叶背和叶盆进行冷却, 此冷却空气通过沿叶高方向空腔流向前缘。最后, 后缘由沿叶高方向空腔进入的空气进行冷却。然后通过后缘排出。为了改善热交换, 在整个后缘冷却通道内使用助扰器(扰流片)。图 30 表明预计的最高温度条件下导向叶片沿叶弦表面温度分布, 预计最高温度极限为 1500°F 。

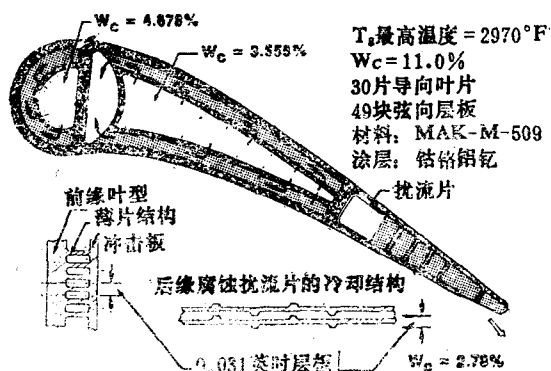


图 29 能量研究和发展局先进工业发动机的层板导向叶片冷却结构

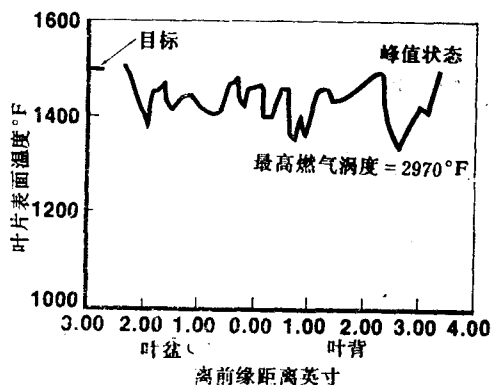


图 30 能量研究和发展局的层板导向叶片温度分布

径向层板转子叶片的冷却结构表示在图 31。和导向叶片一样, 转子叶片也是用三股冷却气流冷却的。前缘由进入叶高方向腔的空气进行冷却, 在叶尖处排出。在前缘冷却气流通道内使用助扰器。叶背和叶盆的中心部分由提供全对流冷却的叶高方向的冷却孔冷却; 冷却空气在叶尖处排出。后缘通过大的中心腔进入空气进行冷却, 并通过叶弦方向的槽在后缘排出。在后缘区域的内表面也使用助扰器。叶片设计成没有任何冷却孔暴露于工作面, 以避免堵塞。图 32 表示预计这种叶片结构的温度分布, 还预计前缘最高的表面温度为 1500°F 。

导向叶片和转子叶片冷却结构按预计计划在今年晚些时候进行台架试验, 而长远计划要求在 1980 年进行验证发动机试验。

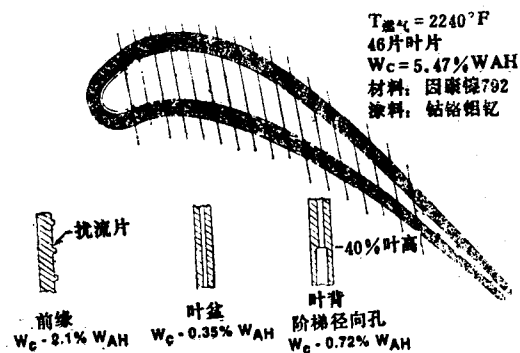


图31 用于能量研究和发展局先进工业发动机层板叶片冷却结构

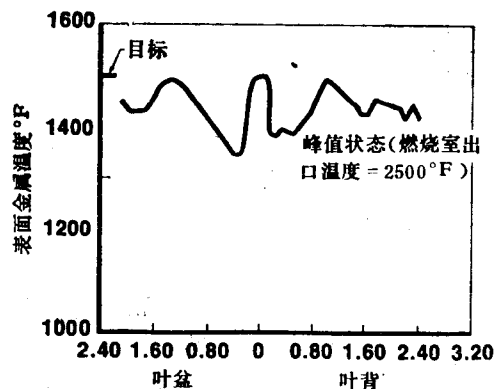


图32 能量研究和发展局层板叶片温度分布

四、结 束 语

军用和工业用的燃气涡轮发动机的性能和耐久性的进一步提高, 通过更有效的冷却结构是可能达到的, 而采用新颖的加工技术又使得这种更有效的冷却结构成为可能。这种技术正在积极发展, 并将在八十年代中后期的生产型发动机上得到应用。

(朱新桂译自《AIAA77-948》, 方昌德校)

NASA 对涡轮导向叶片和 工作叶片的气动力和换热研究*

提 要

对后缘几何形状、冷却孔的尺寸、喷射角度、孔间距和孔的形状的气动力影响在二元叶栅、三元叶栅以及一些中温涡轮试验中进行了研究。为了获得相应的换热数据，在不同的二元和三元试验设备中进行了换热研究。得到了不同冷气流、冷气温度比以及冷却形式下的冷却效率和气动效率。

I . 前 言

对于先进的商用运输机和军用飞机动力的循环和使用研究表明，涡轮进口温度需采用 $1600\sim 1900^{\circ}\text{K}$ 甚至高于 1900°K 。这样高的燃气温度迫使采用复杂的涡轮冷却方法以保护导向叶片、工作叶片和端壁。为了有效地利用冷气和提供满意的涡轮寿命，综合采用内部对流、气膜冷却或隔热涂层等技术。此外，必须定量研究冷却对涡轮和发动机性能的影响，从而，精细的发动机研究对不同的飞机及其使用就可用来选择最佳温度和压力，可以系统地对燃油消耗量、推重比、成本和发动机寿命等因素作权衡处理。

NASA和国防部对各部件和发动机的发展已做了许多的研究。它包括分析研究和试验研究，由NASA、各大学和各发动机公司共同负责完成。大部分成果已公开发表，小部分属于专利或属保密资料。

本文内容来自NASA的一些报告以及最近尚未发表的一些资料。试验研究是在二元和三元涡轮导向叶栅试验器、平板换热风洞、气流显影风洞、中温涡轮试验器以及研究的涡轮喷气发动机中进行的。在一定冷气流量和排气能量范围内研究了孔的尺寸、孔的分布和喷射角等对气动性能和冷却效率的影响，并显示观察了冷气排入主流的情况。

本报告着重介绍这些研究结果，讨论了换热与气动性能的关系，并介绍了现在的研制计划和研究目标。

* 本文作者为美国国家航空航天局刘易斯研究中心的托马斯·P·莫菲特、弗朗西斯·S·斯梯波尔和哈罗德·E·罗赫利克。

II. 符 号

A	面积
c_p	定压比热
D, d	孔径
$\frac{e}{e}$	动能损失系数
K	导热系数
M	吹风比 $= \rho_c V_c / \rho_\infty V_\infty$
Nu_d	努塞尔数 $= hd/K$
Pg	涡轮进口总压
Re_d	雷诺数 $= \rho dV/\mu$
St	斯坦顿数 $= h/\rho_\infty V_\infty c_p$
T	温度
T_g	涡轮进口总温
V	速度
X	流线方向上的距离
Y	冷气流量比, 即冷气量与主气流量之比
α	冷气排气角, 为排气方向与当地切平面的夹角 (见图 1)
β	冷气排气角, 为排气方向与主气流方向的夹角 (见图 1)
η	级或导向叶片的热效率, 为主气和冷气的总输出功率 (或总的动能) 除以总的理想功率 (或总的理想动能)
η_{Film}	气膜冷却效率 $= (T_{aw} - T_\infty)/(T_g - T_\infty)$
μ_p	导向叶片的效率, 仅是主气流的输出动能除以其理想的动能
η	分子粘度
ρ	密度
φ	冷却效果 $= (T_g - T_m)/(T_g - T_c)$

下角注:

∞	主流
aw	绝热壁
c	冷气
cr	临界流动
g	燃气流
id	理想或等熵过程
m	壁面金属
o	实心导向叶片或工作叶片的基本状态
p	主气流

II. 气 动 力 研 究

本部分仅给出刘易斯研究中心及协作单位研究气动力的结果的一部分。大部分试验是在某些温度比下（主气流温度与冷气进口温度之比）在二元和三元叶栅中进行的（〔1〕至〔15〕）。为简易和经济起见，首先可在简易的叶栅中用冷空气研究基本损失，然后计算其在实际发动机工作状态下的性能。最初的有关成果可查阅文献〔16〕（文中用了文献〔17〕的冷态数据）。本文将介绍其主要结果。除了叶栅研究以外，与通用电气公司签订合同进行了单级涡轮试验。按发动机上的温度比对两种不同冷却设计方案的涡轮做了试验（〔18〕至〔21〕）。在刘易斯研究中心用二比一缩型的空气模型涡轮试验得到了实心涡轮的性能〔22〕，还用它研究了叶尖间隙问题〔23〕。

一、叶 栅 试 验

这里着重介绍从二元冷叶栅试验得到的基本研究成果。冷却孔径不变时，冷气流量比随进口腔冷气压力与主气压力比而变化。应着重指出冷气进口总压等于主气进口总压这一状态，它代表冷气和主气均具有理想的能量。文中称之为“空腔压力比为1”的状态。

1. 冷气孔方向

气动力和换热研究的主要变量之一是冷气孔在流线方向和径向的方向角。图1中， α 是孔轴线与该处切平面的夹角， β 是孔轴线与主流流线方向的夹角。图中还表示了三个研究气流方向角的命名法：水平向（ $\beta=0^\circ$ ），径向（ $\beta=90^\circ$ ），混合向（ β 在 0° 和 90° 之间）。

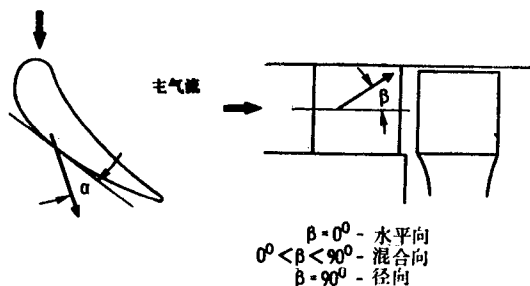


图1 冷气孔方向

2. 单排和多排冷却孔

所研究的导向叶片示于图2中，该叶片在叶盆和叶背上各有六排孔。孔的直径和间距（同排孔中孔的间隔）分别是0.076厘米和0.114厘米〔8〕。文献4中仅把孔径减小一半（即为0.038厘米），重复进行了试验。单排孔喷射的研究结果指出（〔3〕和〔4〕），从叶背后缘几排孔（第10、11和12排）喷出的冷气只有小部分能量加入导向叶片出口的总能量。例如，当导向叶片空腔压力比为1时，从叶背后缘喷出的冷气只有百分之十至五十的理想动能加入导向叶片的出口能量，而从其它几排孔（第1至9排）喷出的冷气有百分之八十的理想能量加入导向叶片出口能量。

除单排试验外，在叶盆、叶背以及在叶盆和叶背上以各种组合进行了多排孔试验。图3中示出全部为12排孔喷射的试验结果（实线）和按单排数据相加得出的多排喷射结果（点划线）。图中的效率为相对效率，即为全部孔喷射时的效率与实心导向叶片效率的比值。此相对效率易于度量冷气引起的输出动能的变化，它常被采用。示于图3的是多排喷射试验的典型结果。结果指出，任意某排喷出的冷气并不影响其它排喷出冷气的损失特性。另对一实际