

战斗机发动机涡轮叶片层板 发散冷却技术的发展

Development of Laminated Transpiration-Cooled Turbine Blade for Fighter Engine

中航工业沈阳发动机设计研究所 梁春华 王 鸣 刘殿春



梁春华

自然科学研究员, 工程硕士, 主要从事航空推进系统情报研究工作。

与气膜冷却相比, 发散冷却集冲击冷却、对流冷却和气膜冷却于一体, 具有冷却空气消耗量少、冷却效率高、冷却空气注入壁面的速度慢、对主流的扰动小等优点, 因而越来越受到重视。

力和高推重比的主要措施之一。理论上, 涡轮进口温度每提高 100°C , 战斗机发动机的推重比提高 10% 左右, 因而, 战斗机发动机涡轮进口温度呈现不断提高的趋势。对于战斗机发动机, 第 3 代的涡轮进口温度为 $1680\sim 1750\text{K}$, 涡轮叶片耐温能力主要通过第 1 代单晶合金或定向合金和气膜冷却技术保证; 第 4 代的涡轮进口温度达到 $1850\sim 1980\text{K}$, 涡轮叶片耐温能力主要通过第 2 代单晶合金和对流 - 冲击 - 气膜复合冷却技术来保证; 未来一代的涡轮进口温度将高达 2200K , 预计涡轮叶片耐温能力通过第 3 代单晶合金或陶瓷基复合材料等耐高温材料和包括层板发散冷却在内的更加高效的冷却技术来保证。

作为在高温、高压和高流速环境下工作部件的高效防护技术, 发散冷却技术从 20 世纪 50 年代开始就得到美国、英国等国家航空工业界的高度重视和大力研究。50 年代初, 美国航空界在 NACA 的资助下对内部支撑骨架和外部丝网叶身结构的发散冷却涡轮叶片的冷却效果、展向与弦向温度分布、丝网材料与工艺等开展了系统研究工作, 并在涡喷发动机上在转速 $8000\sim 11500\text{r/min}$ 和冷却空气系数 $0.008\sim 0.041$ 下进行了试验验证, 证实了发散冷却技术的高效性和在发动机涡轮叶片应用的可行性^[1-14]。60 年代以来, 美国和英国等国家针对发散冷却的冷却效果、气动性能、支撑骨架 / 外部丝网叶身 / 层板等材料、蚀刻 / 扩散连接及抗腐蚀

随着对空天优势的不断追求, 世界强国对航空武器装备, 特别是对战斗机的要求越来越高。这些要求包括战斗机要飞行更高、更远、更快和更隐蔽, 相应地要求战斗机发动机的推力更大、推重比更高、耗油率更低、质量更轻、耐久性更好和费用更低等。在尺寸小、质量轻的情况下, 提高涡轮进口温度是获得大推

等工艺开展了大量且深入的研究和验证,使发散冷却技术取得了实质性进展并逐步成熟,目前已经应用于液氢/液氧火箭发动机、超高速飞行器发动机、航空发动机等领域。特别是像 Transply[®]、LAMILLOY+Castcool[®]、EFFUSION+Porofom[®] 等典型的发散冷却技术已经接近成熟,已经或将要应用于航空发动机涡轮叶片上。

针对发散冷却技术,国内航空工业界对层板的强度、孔分布、孔隙尺寸、孔隙率、成型工艺、冷却空气的流动传热、摩擦影响等进行了大量的理论和模拟研究,也开展了一些工程应用研究^[15-27],目前取得了明显的进展。因而,综述与研究其在国外的发展历程与特点,总结其发展的经验与关键技术,对中国开展此方面的研究和应用具有重要意义。

发散冷却的特点

发散冷却指冷却剂流经致密的小孔或微细的流道,通过带走内部热量来改变金属壁温度场,同时阻塞外部对基体的加热,改变烧蚀量;通过对冷却剂流量的调节,达到控制结构温度,保护基体表面不烧蚀的目的^[28-30]。与气膜冷却相比,发散冷却集冲击冷却、对流冷却和气膜冷却于一体,具有冷却空气消耗量少、冷却效率高、冷却空气注入壁面的速度慢、对主流的扰动小等优点,因而越来越受到重视。美国和英国等国家的发散冷却技术已在涡轮叶片上进入实际应用阶段,更深入的研究仍在继续。

按照结构分类,发散冷却叶片包括整体铸造层板发散冷却和分体焊接组合等结构形式,后者又有骨架加丝网蒙皮和多孔层板发散冷却等形式。发散冷却包括多孔发散冷却、层板发散冷却和多孔层板发散冷却等主要形式,其中后者研究最多且发展潜力最大。多孔层板发散冷却通常

由多片蚀刻有精密微细流动通道的超薄金属或非金属材料,按预定的结构形式叠放并借助扩散焊或其他成型工艺连接而成的一种构件。它具有以下特点:

(1) 冷却均匀。

它可将热影响区限制在散布流动区范围内,控制流道高摩阻性与散布流动区的低摩阻性,可使受热壁面的局部过热对控制流道的影响很小,即使在局部过热时,冷却剂在该处的流量也是基本恒定的,局部过热产生的高温区将在稳定的发散流作用下恢复正常,避免局部过热,从而达到受热部件可重复使用的目的^[31-33]。

(2) 对母材的要求低。

只要所用材料能够制成薄片且具有良好的蚀刻和扩散焊接性能就可以用作层板发散冷却构件的母材,如 OFHC、ZrCu、NARloy-Z、Glid Cop、GrCop84 等铜合金, Ni 200/201、Inconel600/625、Inconel 718、Haynes214 等镍合金, Haynes188 钴合金, Mo50Re 钼合金, Ti6Al4V 等钛合金, A286、Inconel909 等铁基高温合金, Si₃N₄ 陶瓷等^[29-30]。

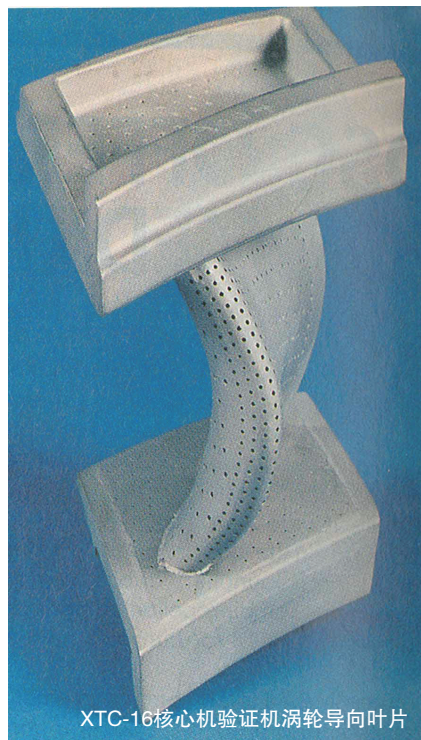
(3) 工艺相对灵活。

层板制作工艺一般先设计板上的流动通道几何特征,然后进行流动流道的加工。加工方法主要包括光-化学加工法和激光切削法。光-化学加工法可以对所有几何图案同时加工,效率高,而且允许不同深度蚀刻;激光切削法采用高能量密度激光束侵蚀金属材料得到所需的图案,可以在板上得到小孔,还可加工出斜孔^[29-30]。另外,也可以通过模压加工(Embossing)或电镀(Electroplating)工艺等制作层板的表面流道。流动通道加工完成后,将层板板片按预定的次序叠放在一起,再在一定的温度和压力下经扩散焊接成型。对于陶瓷材料层板,将预先设计的不同板片按顺序迭合之后,通过烧结成型。在装

卸过程中,可通过夹具夹紧层板方便地完成操作。

典型发散冷却涡轮叶片的发展

早期的“纯”发散冷却的涡轮叶片是由骨架和由高温合金编织的多层密致的金属丝网制成的空心叶片。骨架承担叶片的应力,丝网形成叶片外围所需的气动外形。其冷却原理是:高压冷却空气从叶片内腔,通过由丝网制成的叶片壁面的密集的无数微小孔渗出,并流到叶片外表面,在高温燃气和叶片表面之间形成一层完整、连续且均匀的空气隔热层,从而通过使叶片表面与燃气隔开大大削弱燃气对叶片的热冲击。在理想情况下,采用这种在冷表面进行对流冷却、在热表面进行气膜冷却的方法可使叶片材料温度接近冷却空气的温度,冷却效果可达 800℃ 以上,冷却系数达到 0.8 甚至更高^[29-30]。不过,由于丝网同骨架的连接工艺和材料在高温下的腐蚀问题没有圆满解决,并且常因其存在外来物堵塞、积碳、表面氧化等问题,这种发散冷



XTC-16核心机验证机涡轮导向叶片

却叶片的实际应用较为困难。

经过几十年的发展,航空发动机设计与制造商探索研究了多种“准”或“近似”发散冷却技术,如 TRANSPLY、LAMILLOY、EFFUSION 等高效冷却结构和 Castcool[®] 与 Poroform[®] 等先进制造工艺^[30,34-35]。Transply[®] 结构是 R·R 公司于 20 世纪 80 年代初开发的一种全气膜多层板冷却结构,早已被应用到航空发动机燃烧室中,但是目前还未见在涡轮叶片上进行试验和应用的报道。下面主要介绍铸冷多孔层板和 Poroform[®] 射流冷却结构。

1 Allison 公司的铸冷多孔层板涡轮叶片

多孔层板 Lamilloy[®] 结构^[30,34-35] 通常由蚀刻有精确微细通道的多片(3~5 片)超薄(0.254~0.635mm)金属层板板片经有序叠合并扩散连接成多层多孔冷却结构。典型的多孔层板 Lamilloy[®] 结构的孔间距与直径比 $x/D_i=4$, 允许孔的尺寸、孔间距、层板厚度、层板层数、网格深度、网格直径和网格间距有一定的自由度。其强度特性优于传统的多孔材料,并可以避免传统多孔材料对“热点”敏感的缺点。

Castcool[®] 是 Allison 公司发明的可以一次铸造出内部复杂冷却结构与形状的一项专利制造技术,已经注册商标^[30,34-36]。在此之前,单晶叶片在一个共同的模具中铸造成两部分,每部分外壳的里面都铸有冷却通道,然后在热和压力下将这两部分焊接到一起。而铸冷叶片却是做成一体,冷却通道利用浇铸成型加工,在叶片铸成之后,浇铸的材料会被除去。铸冷叶片能够承受高温,而且制造成本也要低于传统的叶片。

铸冷多孔层板涡轮叶片就是 Castcool[®] 工艺+Lamilloy[®] 结构高效结合的产物,叶片前缘和尾缘采用气膜冷却,叶片其余部分采用 Lamilloy[®] 冷却,具有对流、冲击及气膜冷却的

综合效果,是 Allison 公司标志性冷却技术。然而,由于这些部件的具体细节和复杂性,应该首先考虑制造和加工。

20 世纪 60 年代初,Allison 公司在美国空军的经费支持下开始研究 Lamilloy[®] 结构。在对多孔层板的冷却特性、设计和制造工艺以及使用寿命详细研究后 Allison 公司首先尝试将该技术应用于燃烧室,在多型发动机燃烧室台架试验中取得了不错的效果,试验验证其冷却效率可达 0.7 以上。之后在涡轮叶片上的应用尝试则没有取得预期的效果。Allison 公司于 1967 年采用 Lamilloy[®] 结构制造的涡轮导向器叶片和工作叶片试验件,在 T56 发动机上进行 1760℃ 试验时,1 个循环后出现开裂^[30,34]。1972 年,又对厚度为 330~1029 μm、孔直径为 360~640 μm、孔间距为 1220~3660 μm($x/D_i=1.9\sim 10.2$) 的 Hastelloy-X Lamilloy[®] 结构导向叶片在 1093~1649℃ 温度范围内连续工作下进行了热疲劳试验。试验表明:Lamilloy[®] 结构导向叶片对流量减少不敏感;在叶片的前缘和叶中表面之间出现了大的温度梯度,导致了弦向永久性裂纹;叶片加工过程采用的冷成形工艺也造成了展向裂纹^[35]。之后又进行多次试验,都因材料和工艺等问题没有成功。这样,Allison 公司在 1979 年失去了美国空军的经费支持。

20 世纪 80~90 年代初,Allison 公司通过采用铸造工艺替代锻造工艺等措施,将 Lamilloy[®] 结构涡轮叶片逐步发展起来^[36-40]。Lamilloy[®] 结构的涡轮叶片在 GMA301X 验证发动机、GMA900 验证发动机、T800 发动机上陆续进行了试验验证。在 GMA301X 验证发动机上,对 CMSX-4 材料 Lamilloy[®] 结构的第 1 级涡轮工作叶片和导向叶片所进行的试验取得了很好的效果:(1) 在涡轮进口温度高达 1649℃ 时,该

叶片仍能保持较高性能,冷却系数达到了 0.7;(2) 与常规气膜冷却叶片相比,该叶片的质量减轻 30%,冷却空气量减少 30%,寿命延长 1 倍。1994 年,Allison 公司在 AE301X 发动机上对涡轮部件进行了试验验证。结果表明,Allison 公司实现了铸冷 Lamilloy[®] 结构的金属构件设计,并使高压涡轮转子进口温度提高 204K,涡轮在 1700K 温度下工作的目标,为下一步将铸冷技术应用于制造铸冷高压涡轮转子叶片奠定了基础。

1991 年 11~12 月,在 IHPTET 研究计划 JTDE 分计划下的核心机验证机 XTC-16/1A 和 1B 上,Allison 公司验证了 Lamilloy[®] 结构的变几何高压涡轮导向叶片、涂热障涂层的 Lamilloy[®] 结构的涡轮导向叶片机匣端壁和单晶材料 Lamilloy[®] 结构的涡轮工作叶片。这种 Lamilloy[®] 结构的单晶涡轮叶片最初由 2 个梁和晶体取向相同的 4 个部分扩散连接而成,后来又发展成为 1 个梁和双壁的 Lamilloy[®] 的叶尖结构。试验表明,采用 Lamilloy[®] 结构,涡轮叶片的工作温度达 1649℃,冷却空气量需求比寿命相当的气膜冷却叶片少 30%,耗油率大幅度降低;若保持冷却空气量不变,采用了该技术的涡轮叶片的使用寿命将比气膜冷却叶片的延长 1 倍。

1994 年 6 月,XTC-16/1B 核心机验证机达到了 IHPTET 研究计划第 2 阶段(1997 年)确立的涡轮进口温度等性能目标,验证了单晶材料 Lamilloy[®] 结构的高压涡轮叶片。XTC-16/1B 核心机验证机高压涡轮工作叶片由多块芯体制造而成,叶尖采用气膜冷却,导向叶片和多块端壁由常规的 Lamilloy[®] 结构加工。而 XTC16/2 核心机验证机的高压涡轮经过改进,工作叶片改为单块芯体沿 1 块中心翼条连接制成,叶尖由 Lamilloy[®] 结构 Castcool[®] 加工;导向

叶片和端壁由单块单晶 Lamilloy[®] 结构 Castcool[®] 加工^[38]。

1998年,在IHPDET研究计划第2阶段,AADC公司成功地验证了单晶Lamilloy[®]结构Castcool[®]加工的涡轮叶片。该叶片由2片层板构成,夹层内部的冷却空气必须通过相当密集的多条柱状迷宫通道,之后才能从表面上排列的气流孔冲出,集叶身内部的强化冷却、叶身进气边和排气边的气膜冷却和叶身其他部位的双层壁Lamilloy[®]结构冷却于一体。据报道,AADC公司利用该技术和由CMSX-4单晶材料制造的涡轮叶片的冷却系数达到0.6~0.7,使涡轮进口温度在5年内提高了222~333℃。在IHPDET研究计划的ATEGG和JTDE分研究计划下,对由Castcool[®]加工的高压和低压涡轮工作叶片进行了试验验证,结果表明其工作温度比IHPDET第2阶段的涡轮的目标温度提高100°F。在CAESAR发动机验证机上,也对由Castcool[®]加工的涡轮导向叶片成功地完成了加速任务耐久性试验验证。

20世纪90年代末,AADC公司将Lamilloy[®]结构Castcool[®]加工的导向叶片应用到为联合攻击战斗机F-35研制的F136发动机第1级高压涡轮上,有效地减少了冷却空气量,减轻了质量,降低了成本,为新一代涡轮冷却方案的应用开拓了新路。

2 Effusion 结构+ Poroform[®] 工艺 涡轮叶片

Effusion结构属于全面积离散孔气膜冷却,是通过减小孔的直径(从而增加孔的数量)和加强冲击冷却来改善内部对流的一种简化的可靠的发散冷却技术^[41-46]。它是为了在保留多孔壁的热性能和气动性能的基础上克服多孔壁材料存在的一些不足而发展的一项技术。近期,意大利的Trento大学和Rome大学为Effusion冷却结构联合开发了专用的电子成形工艺——Poroform[®]。

按照Poroform[®]技术,通过在适当控制(温度、浓度、电流、距离和紊流等控制)的电镀槽中沉积一种合金材料(一种纯的元素或合金)。对于航空涡扇发动机涡轮叶片而言,生成一种合适的结构可能包括以下步骤:

(1)以叶片几何形状坐标为基础,加工1个金属基体,必须适当地缩比。

(2)在基体表面压制出凹痕,以生成适当分布的压痕(S),其尺寸不必均匀。

(3)在1个去电材料的池中浸泡,以使树脂充填压痕。这样,基体表面被抛光。

(4)基体的金属在电镀槽中成长,直至达到所需的壁厚。

(5)将部件从基体上拆下。

第2步和第3步可以由立体平面印刷术代替。该技术能获得0~20%的孔隙度,即:依据孔的直径和壁的厚度获得孔密度为每平方米 60×10^4 个与 32×10^6 个。内部的径向加强肋通过合适的基体制造工艺获得。

这一技术的优点是:

(1)部件与其冷却系统成整体结构。

(2)多孔壁的生产需要通过调整孔的直径和分布、壁的厚度来满足冷却约束。

(3)由于采用电成形工艺,通过孔的自然扩散限定冷却剂的喷射速度。

(4)一体化部件生产,能够加工复杂形状,并且不需要工装(避免钻削工艺)。

(5)与常规的铸造工艺相比,加工费用大大降低。

(6)可能提供新的设计方法。

(7)叶片系列具有严格的容限和高的可重复性,每个基体生成上千个相同的样件。

已经证实,Poroform[®]技术使燃

气涡轮发动机工作叶片冷却设计的范围得到扩展。设计和分析发散冷却系统几何参数的2D模型已经证实:在不需要叶片内压力控制系统的情况下,只通过改变孔的直径和分布,就可以取得非常高效的冷却性能。分析表明,采用该技术,工作叶片承受的温度不超过1200K,同时,整个叶片壁面的温度分布均匀,冷却空气流量也降到相当低的水平(0.0055kg/s或主流量的0.02%)。

尽管采用该工艺可在每单位面积上获得上万个不同尺寸和间距的孔,且不需要钻削工艺和进一步的工装,但是,其在高温下的机械强度和疲劳耐久性还需要验证。

结束语

未来航空武器系统正在瞄准高推重比、长时间持续运行能力、高可靠性以及更多的可重复使用系统的方向发展。为了提高推重比和推进效率,未来战斗机发动机涡轮将承受更高的温度。随着发散冷却技术的成功验证和应用,涡轮叶片的冷却效果将不断提高,必然在保持发动机寿命不变的情况下大大提高发动机性能,或者在保持发动机性能不变的情况下显著地延长发动机的寿命。这必将大大推进更高推重比、更低耗油率且更高机动性的未来战斗机小涵道比涡扇发动机的发展进程。

发散冷却技术十分复杂且具有相当大的难度,是冷却、工艺和材料等的综合集成。中国战斗机发动机涡轮叶片冷却技术距世界先进水平还有一定的差距,需要借鉴国外的先进技术与经验,创新研发新的冷却、工艺和材料技术,并需要补充开展大量且深入的研究和试验,以适应航空燃气涡轮发动机性能提高的要求。

本文共有参考文献46篇,因篇幅所限,未能一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。(责编 夏宛)