

涡轮单晶冷却叶片 综合设计技术综述

Review of Nickel-Based Single Crystal Cooling Turbine Blade Design

西北工业大学力学与土木建筑学院 岳珠峰 虞跨海 温志勋 李磊



岳珠峰

教授、博士生导师,洪堡学者,第四批教育部“长江学者奖励计划特聘教授”,现任西北工业大学力学与土木建筑学院院长,主要研究方向为高温合金力学性能、飞行器多学科设计优化技术、寿命与可靠性技术等。主持国家自然科学基金、863计划项目7项,出版专著3部,发表论文340余篇,其中SCI收录98篇次,EI收录189篇。

航空发动机决定着飞机的性能,对国防和国民经济具有重要意义,已成为21世纪国家军事和国防实力的象征,世界上先进发达国家无不将优先发展航空发动机作为国策,如美国的高性能涡轮发动机技术计划

新型冷却结构的提出、冷却叶片自动化造型技术的实现、流热耦合分析理论和技术的发展、学科耦合理论的提出、结构设计理论的创新、近似技术的应用以及基于计算机硬件高速发展的软件平台的开发使得涡轮冷却叶片在设计质量、设计效率等方面都有了极大的提高,从而大大提高整个发动机的性能,促进了整个航空工业的发展。

(IHPTET)、欧洲的先进核心军用发动机计划(ACME)、英国和法国的先进军用发动机技术计划(AMET)等^[1-5],无不将航空动力系统的发展作为国防建设的首要位置,并将其列为国家和国防关键技术,对这些技术实行严密封锁。

涡轮叶片作为航空发动机的关键部件之一,工作在高温、高压、高转速的恶劣环境下,其设计的好坏关系到发动机整体性能的优劣。随着发动机性能的要求越来越高,涡轮前燃气温度不断提高,并已远高于叶片镍基单晶材料的耐受温度,如用于高低压涡轮叶片的第二代单晶合金的工作温度在 $1070^{\circ}\text{C} \sim 1100^{\circ}\text{C}$,而国外现役先进飞机的涡轮前燃气温度已达到 $1300^{\circ}\text{C} \sim 1400^{\circ}\text{C}$,需要冷却结构对叶片降温效果达到 $200^{\circ}\text{C} \sim$

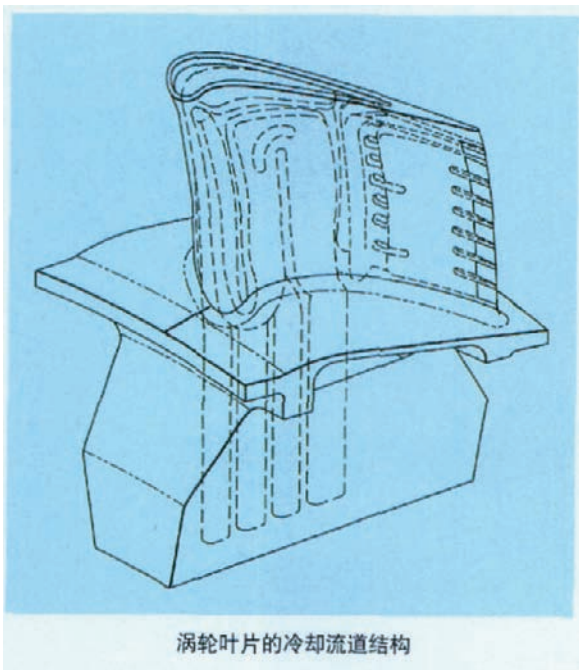
300°C ,而对于推重比为10的先进发动机,要求冷却降温效果达到 $500^{\circ}\text{C} \sim 600^{\circ}\text{C}$,因此高效冷却叶片的设计已成为航空发动机设计的重要内容^[6-7]。涡轮冷却叶片设计存在结构复杂、涉及多个学科之间的相互耦合、设计复杂度和设计精度权衡困难等问题,使得涡轮冷却叶片成为航空发动机设计的重点和难点之一。

航空发动机整机和部件工作条件苛刻、技术难度大、研制周期长、费用高,特别是涡轮冷却叶片设计优化考虑气动、传热、结构、材料、制造工艺、试验和测试技术等学科的成果,具有模型建造复杂、学科分析和系统组织复杂等特点,因此建立高质、高效的综合设计技术,可以大大提高设计质量和设计效率,快速得到最优的设计方案^[8-12]。

涡轮叶片冷却结构

现代涡轮叶片基本冷却方式有气膜冷却、冲击冷却、强化换热冷却等,这些冷却方式的基本冷却原理是冷气从叶片根部流入,通过带肋壁强化换热的冷却通道对叶片表面进行冷却之后,一部分冷气通过冲击孔,以冲击冷却的方式对叶片前缘进行冷却后流出,一部分通过气膜孔流出从而在叶片表面形成气膜冷却保护,最后冷却气体经尾缘扰流柱强化换热后从排气缝流出。国内外研究人员在冷却结构换热问题上进行了大量研究;冷却通道研究方面,V型肋片、楔形肋片和三角形肋片等一些高性能肋片的提出大大提高了冷气的冷却效率^[13-15];叶片前缘主要采用冲击冷却,前缘冲击冷却孔角度、位置对叶片前缘冷却效率都有较大影响^[15-17];叶片尾缘部分的强化换热,一般通过增加扰流柱来实现^[18-20],冷气在尾缘沿轴向流出流量的分布对叶片冷却效果也有较大影响^[21]。

此外,层板冷却和发散冷却作为2种新型冷却方式也逐渐地应用于实际工程^[22-24]中。层板冷却为多层壁气膜冷却结构,冷气在层板许多细小通道内流过,增加了气流的换热面积,



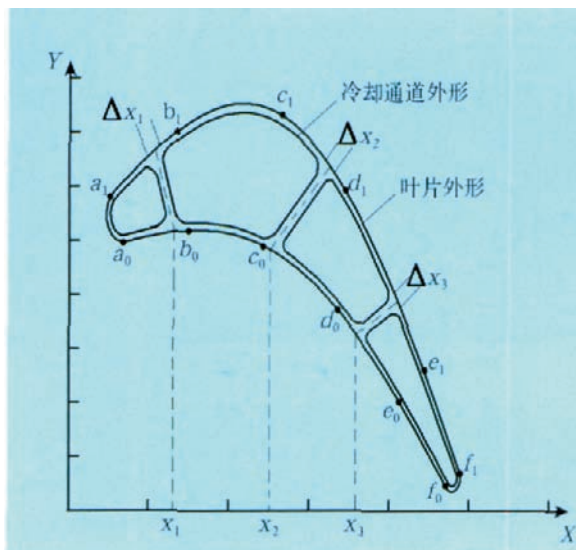
涡轮叶片的冷却流道结构

最终从气膜孔流出,孔的间距、孔径、层板厚度等对层板冷却效率都有较大影响。发散冷却叶片架和金属丝网构成,在叶片表面和内部具有大量细小孔洞,冷却气体从这些小孔流出,具有很高的换热效率。

新的冷却方式和冷却结构研究成果的不断丰富和发展为涡轮冷却叶片的设计和发展提供了大量的依据,但是许多研究只是建立在局部模型基础上的仿真分析或试验测试,较难准确地得到冷却结构对叶片整体性能的影响。随着计算技术的发展,对于涡轮冷却叶片这类复杂结构的研究逐渐由局部模型向全局模型发展,在大幅度提高设计精度同时,也带来计算复杂度的问题。

冷却叶片参数造型设计

涡轮冷却叶片结构复杂,包括叶身外形、冷却通道及相关特征的形状、排列和数量等,利用传统手工方法进行冷却叶片的设计,不但工作量大、设计周期长,而且往往难以得到最佳的设计方案。利用计算机辅助设计技术,研究涡轮冷却叶片的参数化方法,实现涡轮冷却叶片的快速建模、分析和优化,可以提高设计质量、降低设计成本。在叶身外形的参数化设计方面,国内外许多科研人员进行了大量研究,提出了圆锥曲线^[25]、三次多项式^[26]、五次多项式^[27]、B样条^[28-29]、非均匀有理B样条方法^[30-31]等,但是由于冷却特征的几何



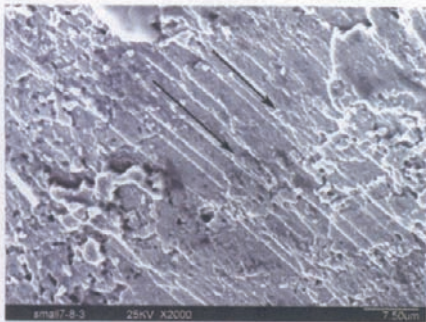
冷却叶片参数化

结构过于复杂,涡轮冷却叶片参数化设计方面的研究较少。S.S.Talya^[32-34]研究了基于解析方法的直流通道的涡轮冷却叶片参数化设计及优化,但建立的模型较为简单;宋玉旺等^[35-36]提出了基于特征造型的直背涡轮冷却叶片的参数化设计方法和利用管道交线投影法的变壁厚涡轮叶片参数化设计方法;虞跨海等提出了基于特征造型和函数解析相结合的涡轮冷却叶片参数化方法^[37]。这些参数化造型方法的建立对于实现涡轮冷却叶片的高精度高效率设计奠定了基础。

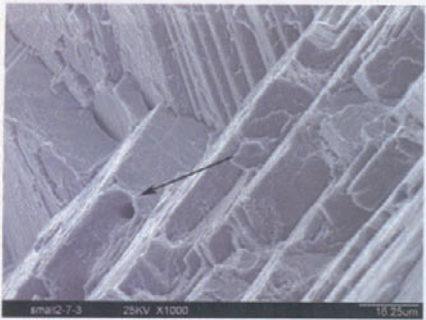
学科分析技术

1 流热耦合分析

研究表明,叶片工作温度每超过28K,叶片的寿命将会减半^[38],若不能准确得到叶片温度和压力分布,将极大地影响结构强度、振动、寿命与可靠性等各个学科分析的精度,甚至导致整个设计结果的不可行。因此,提高涡轮冷却叶片这类复杂结构的气动和传热分析精度,是航空发动机设计研究的重要内容^[39-40]。然而传统的涡轮叶片设计中气动与传热分析是分开的,这种分析方法不但设计周期长,而且在数据相互传递时容易引起较大的误差,已经难以满足现代



涡轮单晶叶片晶体滑移现象



涡轮单晶叶片晶体空穴现象

高性能航空发动机设计的需求。流热耦合分析作为一种精度更高的分析方法,逐渐在涡轮叶片设计中得到应用^[41-45]。以往的流热耦合分析都是基于忽略辐射影响的假设,然而随着涡轮前燃气温度的不断提高,辐射对叶片温度场的影响越来越大,这方面的研究却很少。贺志宏等通过分析发现在1600K时进口燃气总温增加29.9%(500K),入射辐射热流密度将增加188%~212%^[46-47];张丽芬等通过对直流冷却叶片分析发现,考虑辐射后叶片温度会明显升高^[48]。考虑辐射模型与不考虑辐射模

型的计算结果相比,叶片最高温度、叶片壁面平均温度和体积平均温度都有不同程度的升高,最高温度相差27K,壁面平均温度相差67.1K,体积平均温度相差25.8K,辐射对叶片外壁面温度的升高最显著,而压力损失的影响几乎可以忽略。

目前的有限元分析尚不能直接实现压力-温度-变形的耦合分析,在结构分析过程中,需要将流热耦合得到的压力和温度结果传递给结构分析模型,而结构分析之后需要将叶片变形信息传递给流热耦合分析模型,学科间高精度耦合信息的传递方法对于分析精度起着至关重要的作用^[49-52]。

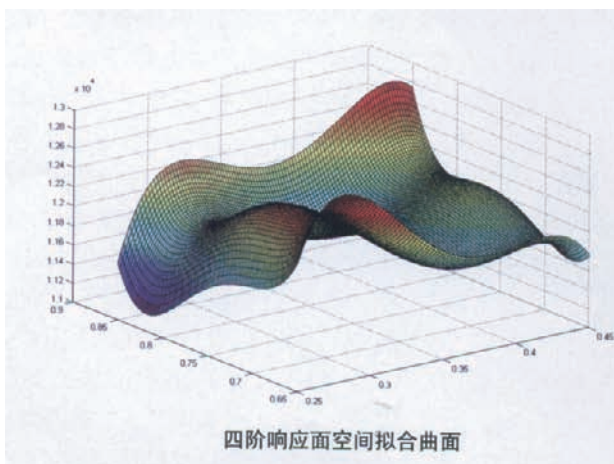
2 基于晶体滑移变形的单晶力学行为分析

目前现代航空发动机的涡轮叶片普遍采用具有卓越机械性能的镍基单晶合金材料,与以往多晶合金不同,它是一种各向异性材料,即机械性能具有晶体取向相关性和敏感性。在对单晶材料结构分析的本构关系和寿命预测模型研究中,主要有2类,一类是以Hill模型为代表的宏观唯象模型,另一类是基于滑移机理的晶体塑性模型。宏观唯象模型没有考虑单晶合金具体的变形过程,在工程上因其简单而有一定的适用性,但其不能反映变形、破坏的机理。几乎所有单晶试验表明,滑移系的开动及滑移是单晶变形的基本机制,因而晶体滑移理论具有明确的物理意义。

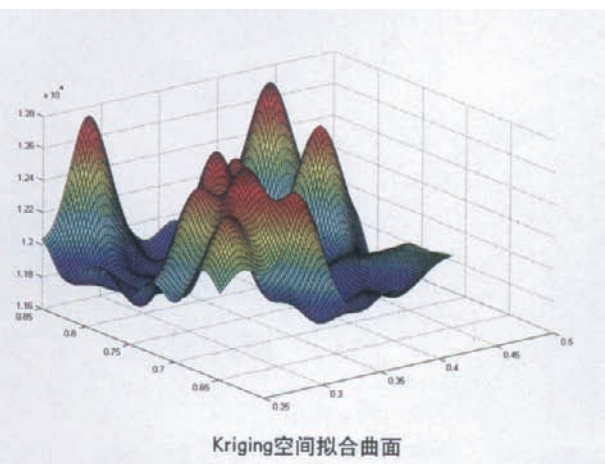
基于滑移变形的晶体塑性理论能较好地反应单晶合金这一变形特点^[57],可以得到涡轮叶片单晶材料晶体滑移现象微观照片。

晶体的塑性理论认为:晶体的变形是由晶体的位错沿特定的结晶面的滑移造成的,八面体滑移系、六面体滑移系和十二面体滑移系为可以开动的滑移系,基于晶体滑移变形理论,涡轮单晶叶片力学性能分析主要开展的研究包括:弹塑性变形分析、断裂特性研究、蠕变和持久寿命以及疲劳寿命分析。晶体滑移理论可以很好地解释单晶合金的变形规律^[58],单晶合金变形曲线基于滑移理论的数值模拟结果和试验结果基本保持一致。涡轮单晶叶片断裂特性的研究,通过能量密度准则来实现,通过裂纹启裂和扩张方向与原裂纹方向的夹角的模型与试验结果比较,能量密度准则作为断裂准则用于裂纹启裂的判断是精确的^[59]。蠕变和持久寿命的研究中一并考虑了空洞损伤和材质劣化效应,通过建立损伤方程和演化方程,通过模型标定参数来建立蠕变规律模型^[60],试验表明,滑移系分切应力为推动滑移系开动的主要因素,因此,工程上多用滑移系最大分切应力幅作为主要参数来表示疲劳寿命的指数关系^[61]。

此外,影响单晶叶片安全工作的因素还包括一些不确定性,主要包括:载荷随机性,材料随机性,叶片晶



四阶响应面空间拟合曲面



Kriging空间拟合曲面

体取向随机性,叶片尺寸偏差随机性等。以往的设计往往是建立在确定性分析基础上的,但是随着研究的深入和工程可靠性要求的发展,在设计和分析过程中越来越多的考虑了这些不确定因素对叶片安全性的影响。

近似技术

涡轮单晶冷却叶片的设计优化是一个复杂的系统工程,计算机辅助设计和数值计算技术越来越多地在涡轮叶片设计中得以应用,但是随着设计精度要求的不断提高和冷却叶片结构的越来越复杂,设计优化的计算规模迅速增长,从有限元分析初期的数百网格发展到目前数百万网格,完成一次完整的气动、传热和结构分析往往需要数小时甚至数天的时间,这使得冷却叶片的设计优化由于计算成本而变得难以实现^[62-63];而且冷却叶片的设计优化具有非线性、多峰性等特点,在优化过程中的数值噪声往往导致优化收敛于局部最优甚至不能收敛。如何快速、准确地实现设计,已成为目前涡轮冷却叶片这类复杂结构设计优化实现的焦点。

通过数学方法建立设计空间近似响应的方法,可大大减少设计的计算量、降低数值噪声的影响,其中响应面模型由于其构造简单,被广泛用于工程技术的各个领域^[64-65],在航空发动机设计领域,响应面用于传热、可靠性、稳健型等的设计优化和疲劳寿命预测^[66-68];同时响应面近

似拟合也带来了误差的问题^[69]。为此,工程设计人员将最初地质学地形重构函数 Kriging 模型用于构建近似模型, Kriging 模型包含了一个参数模型和一个非参数随机模型,由于其具有全局和局部统计特性,能够很好地把握整个函数空间的高低位置,相对于响应面模型具有更高的插值精度^[70-76]。

软件平台设计

发动机涡轮单晶冷却叶片的设计是一项多学科综合的、复杂的系统工程,计算机辅助设计技术和先进的试验测试技术为涡轮冷却叶片的设计提供了高效、高质的设计手段,如何充分利用这些现代设计手段,有效地构建涡轮单晶冷却叶片设计体系,使得涡轮冷却叶片的设计系统化、高效化、智能化和经济化是目前航空发动机设计的发展方向。

多学科综合设计优化方法力求各学科设计的平衡,可以实现各学科并行设计来缩短设计周期,通过考虑学科之间的相互耦合来提高设计精度,通过系统的综合分析来进行方案的选择和评估,通过系统的高度集成实现设计的自动化,通过各学科的综合考虑来提高设计的可靠性,通过各个学科综合设计来降低研制费用^[77]。本课题组针对涡轮叶片多学科综合设计优化技术进行了研究,开发了专门用于涡轮叶片设计的多学科综合设计优化平台,该平台主要由参数化

建模模块、学科分析模块、系统集成模块、后处理模块等部分组成,可以快速建立涡轮冷却叶片综合设计优化系统,提高设计效率。

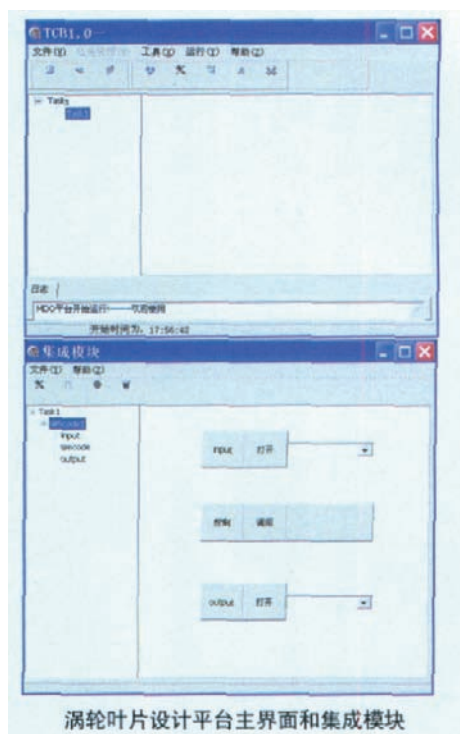


图1 涡轮叶片设计平台主界面和集成模块

结束语

涡轮单晶冷却叶片的设计是一项复杂的工程系统,其设计涉及的学科众多,涉及气动、传热、结构、材料、制造工艺、试验和测试技术等学科,在设计过程中,需要在大量的专业人员密切配合下共同完成,是一项耗时长、难度高、费用大的工程。

计算机辅助设计技术的发展和涡轮冷却叶片设计理论的不断突破,使得涡轮冷却叶片性能越来越高,同时对涡轮冷却叶片的设计提出了新的挑战。新型冷却结构的提出、冷却叶片自动化造型技术的实现、流热耦合分析理论和技术的发展、学科耦合理论的提出、结构设计理论的创新、近似技术的应用以及基于计算机硬件高速发展的软件平台的开发使得涡轮冷却叶片在设计质量、设计效率等方面都有了极大的提高,从而大大提高整个发动机的性能,促进了整个航空工业的发展。

本文有参考文献 77 篇,因篇幅所限,不能一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。(责编 金卯)

