

镍基单晶涡轮冷却叶片力学性能表征技术研究新进展*

New Progress in Mechanical Properties of Nickel-Based Single Crystal Cooling Turbine Blade

西北工业大学力学与土木建筑学院 温志勋 侯乃先 王佰智 岳珠峰



温志勋

西北工业大学博士后,主要从事镍基单晶涡轮叶片高温合金力学性能以及多学科设计优化研究。

航空发动机涡轮叶片是直接利用高温、高速燃气做功的关键部件,温度高、负荷大、应力复杂、工作环境非常恶劣且要求耐久性工作,其强度、寿命和可靠性直接关系着发动机的性能

镍基单晶涡轮叶片作为 20 世纪 80 年代以来航空发动机重大技术之一,近几年的发展相当迅速,相继开发了几代单晶合金,目前被广泛应用于先进的在役和在研的航空发动机,为大幅度提高发动机性能作出了重大贡献。

和可靠性,乃至飞行的安全性^[1],现在几乎所有的军用、民用飞机发动机都采用镍基单晶涡轮冷却叶片。在发达国家镍基单晶涡轮冷却叶片也广泛地应用于航天发动机制造,并且已在地面和舰船燃气轮机中得到应用;在国内镍基单晶涡轮冷却叶片也已经成为我国高性能航空发动机重点发展的核心部件,并且已在在研型号发动机上得到应用。涡轮叶片的性能水平(特别是承温能力)成为一种型号发动机先进程度的重要标志,在一定意义上,也是一个国家航空工业水平的显著标志^[2]。

自 20 世纪 80 年代初第一代单晶高温合金研制成功之后,单晶高温合金的发展甚为迅速,相继出现耐温能力比第一代单晶合金(PWA1480 等)分别高约

30℃和 60℃的第二代单晶合金(PWA1484、CMSX-4 等)和第三代单晶合金(CMSX-10、Rene10 等),近年来出现的第四代单晶合金 RR3010 已成功应用于英国罗·罗公司最新研制的 Trent 发动机上^[3]。我国从 20 世纪 70 年代末开始研究单晶高温合金及工艺,相继研制了一代和二代镍基单晶高温合金 DD3、DD6,并成功应用于国产新型航空发动机上。

镍基单晶高温合金这类先进材料能力的充分发挥和安全使用的前提是对其力学行为的正确理解,20 世纪 90 年代开始对单晶合金的强度分析和寿命预测展开研究,随着研究的深入和工程可靠性的要求,单晶构件的可靠性已引起工程人员的高度重视^[4]。美国 PW 公司曾用长

* 国家自然科学基金(50905143,50775183)、中国博士后科学基金(20090461310)及国家高技术研究发展计划(863 计划)(2009AA04Z418)资助。

达7年的时间对该公司的第一代单晶合金 PWA1480 的各向异性、本构关系、损伤机理和疲劳寿命做了系统深入的研究,建立了寿命预测模型,为涡轮叶片的正确设计与可靠使用提供了依据^[5]。在我国,经过近20年的努力,涡轮叶片寿命、可靠性分析与设计技术水平有了较大的提高,但与先进国家相比仍有一定的差距。

镍基单晶合金本构模型

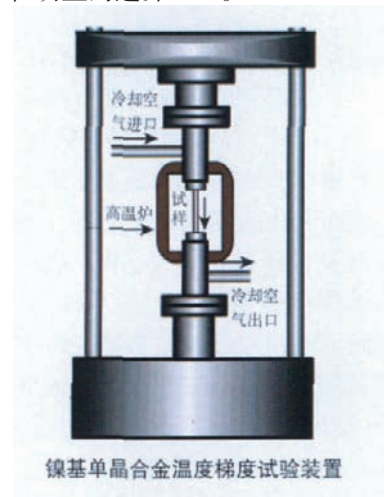
与一般高温合金不同,镍基单晶合金是一种各向异性材料,即力学性能具有晶体取向相关性和敏感性,晶体取向相关性是镍基单晶合金区别于其他高温合金性能的根本。在对单晶材料结构分析的本构关系和寿命预测模型研究中,主要有2类,一是在 Hill 正交各向异性塑性理论基础上的唯象描述模型^[6],另一类是基于滑移变形的晶体塑性模型^[7]。宏观唯象模型没有考虑单晶合金具体的变形过程,在工程上因其简单而有一定的适用性,但其不能反映变形、破坏的机理。几乎所有单晶试验表明,滑移系的开动及滑移是单晶变形的基本机制,因而晶体滑移理论具有明确的物理意义,基于滑移变形的晶体塑性理论能较好地反映单晶合金这一变形特点。对镍基单晶叶片一般的力学性能开展的研究主要包括:弹塑性、蠕变和持久、低周疲劳以及循环蠕变交互作用等。晶体滑移理论可以很好地解释单晶合金的变形规律,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^[7]。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并标定参数来建立蠕变规律模型^[8]。通过引入滑移系分切应力,并考虑塑性变形,建立了复杂应力状态下的低周疲劳寿命模型,模型预测结果和试验结果对比精

度在50%以内^[9]。对循环蠕变性能研究则综合考虑蠕变损伤和疲劳损伤以及二者之间的交互作用,建立了基于晶体塑性理论的疲劳-蠕变交互作用寿命模型,与试验结果吻合很好。随着对发动机工作环境的综合考虑以及研究的深入,镍基单晶涡轮叶片在复杂加载和综合环境下的力学性能描述越来越受到工程人员的重视,具体包括:温度梯度下单晶叶片力学性能描述、镍基单晶合金高低周组合疲劳性能、单晶涡轮叶片薄壁效应、镍基单晶合金断裂特性以及寿命可靠性分析。

温度梯度下单晶叶片力学性能描述

随着航空发动机推重比的要求越来越高,涡轮前进口温度也不断提高,目前叶片设计普遍采用涡流和气膜冷却技术。由于冷却叶片的壁较薄,冷却系统较为复杂,叶片内壁和外壁之间存在一个明显的温度差,这种温度差也存在于冷却气膜孔处,冷却单晶叶片实际工作中处于“温度梯度”场下,这种温度梯度可以达到数十到数百 $^{\circ}\text{C}/\text{mm}$,温度梯度下单晶材料的力学行为与均匀温度场下的力学行为存在明显的差别。单晶材料对温度非常敏感, Lian 对 M951 单晶合金在 20 ~ 1100 $^{\circ}\text{C}$ 范围内进行拉伸试验,试验结果表明在 20 ~ 1100 $^{\circ}\text{C}$ 范围内 M951 单晶合金具有极强的温度相关性,并且存在峰值温度^[10]。在国家自然科学基金支持下,课题组开发了一套温度梯度试验装置,并基于晶体塑性理论,对温度梯度下的镍基单晶合金的弹塑性、疲劳、蠕变以及循环蠕变等性能进行了深入的研究,结果显示:在循环载荷作用下,高温区域的棘轮效应比低温区域的棘轮效应明显增多,高温区域的棘轮应变的累积远大于低温区域的棘轮应变;断口形貌分析显示:温度梯度下的低周疲劳符合晶体学的

滑移特点,疲劳裂纹从外表面萌生。在蠕变加载条件下,由于温度梯度的存在,蠕变应力随着蠕变时间的改变不断重新分配,温度高的区域应力不断减少,温度低的区域承受的应力不断增加,但试样最终从温度高的区域断裂。微观断口表明,蠕变模拟件试样从温度高的区域开始断裂,温度高的区域表现为韧窝状,温度低的区域呈剪切唇状,且高温区域与低温区域存在明显的边界^[11-15]。



镍基单晶合金温度梯度试验装置

镍基单晶合金高低周组合疲劳性能分析

镍基涡轮冷却单晶叶片在服役期间,要经历启动、运转和停车等过程,其中应力-应变-温度的循环必然产生高应变的低周疲劳;在叶片工作中,气动力(包括静止叶片尾流等)引起的叶片振动(应力幅小、频率高,但平均应力高)是不可避免的,叶片产生高周疲劳。因此,单一的低周或高周疲劳研究已不能满足涡轮叶片的设计要求,必须要考虑单晶叶片在高低周组合下的疲劳性能。目前,针对镍基单晶叶片和合金开展高低组合疲劳研究的不多,较多的为钛合金叶片和钛合金盘(低温部件)、镍基高温合金以及钢材和其他材料。对钛合金的研究表明,在低周疲劳中组合高周疲劳有可能大幅度降低寿命(模拟航空发动机

的工作状态),常规的线性累积公式不再适用,需要考虑相互作用^[16-21]。对镍基高温合金 Udimet720 材料研究表明,由于滑移系的激活和塑性变形的产生,少的低周疲劳叠加将较大地影响高周疲劳性能^[22]。高低周组合疲劳对裂纹扩展也有重要的影响作用,也要考虑高低周疲劳之间的作用关系^[23-24]。张晓桂等人对 GX-8 合金材料的 Goodman 极限应力图和第四强度理论求出了高低周复合疲劳的当量应力幅和当量应力,再综合考虑微动疲劳磨损的影响,得到了对数形式的高低周复合疲劳寿命模型^[25-27]。从机理上讲,高周疲劳性能敏感于由铸造和加工而来的处于表面和次表面的夹杂的尺寸和形状以及试样表面状态,组合疲劳中的低周疲劳由于应力水平较高,一方面可以使得这些夹杂形成微空洞并扩展成微裂纹,另一方面低周疲劳可以激活滑移系,造成塑性变形,同时也改变表面状态,从而对高周疲劳有影响。试样晶体取向、试验温度、单晶细观结构构成、试样表面质量和铸造缺陷、高低周载荷谱等都是镍基单晶合金高低周组合疲劳的重要影响因素。基于晶体塑性理论,考虑单晶 γ' 和 γ 相演化规律,建立具有一般意义的高低周组合疲劳理论体系不但对单晶材料的应用和单晶叶片的安全使用有重要意义,还可以为多晶合金的高低周组合疲劳提供晶粒层次的晶体塑性理论成果参考^[28]。

单晶涡轮叶片薄壁效应

“薄壁效应”是指认为薄壁零件的结构强度和寿命与厚度密切相关。涡轮叶片是存在“薄壁效应”的典型代表,特别是气冷叶片,叶尖壁厚最薄可以达到 0.5mm。现有的镍基单晶合金材料性能数据主要由轴对称圆棒试样获得,需要单独考核薄板试样的性能,目前虽然通过对

材料进行了部分薄壁性能测试而获得了一些数据,但是作为设计用材料性能数据,这些数据是远远不够的^[29]。岳珠峰考察了不同厚度的 4 种晶体取向单晶薄板在 1000℃时的拉伸性能。从屈服应力来看,随着试样厚度的减小,屈服应力有增大的趋势,延伸率和截面收缩率则随着试样厚度的减小而减小。从宏观断口形貌来看,滑移变形断裂随温度的降低而更加明显,且试样越薄,小刻面断裂形式也越明显^[30];同时,采用紧凑拉伸试样对不同温度和晶体取向的镍基单晶合金断裂韧度进行了试验研究,结果显示:单晶合金断裂韧度随着试样厚度的变薄而增加。一般情况下,厚试样处于平面应变状态,而薄试样处于平面应力状态,这对滑移系的开动和激活产生了重要影响。一般情况下,对于 [001] 取向中温环境下,八面体滑移系将会激活和开动。当试样厚度变薄时,裂纹前缘处于复杂应力状态,随着载荷的增加,由于晶格的转动,次滑移系也开始被激活,这就导致了滑移系开动的临界分切应力增大,从而使断裂韧度有增大的趋势^[31]。目前,国内对镍基单晶合金材料的研制和生产已形成较为完整的体系,但是与之相关的材料性能数据较为缺乏,特别是薄壁等性能,给材料应用、航空发动机选材与设计带来极大的困难,严重制约了中国航空发动机设计水平和安全性、可靠性的提高^[29]。

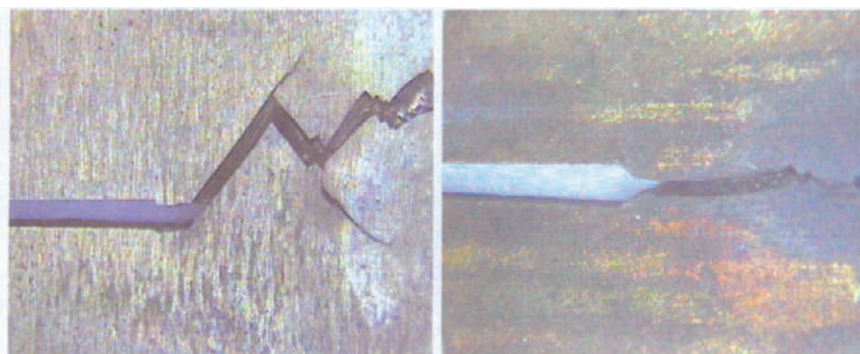
镍基单晶合金断裂特性研究

单晶涡轮叶片是断裂关键件,在航空发动机结构性故障中,叶片的断裂故障占相当高的比例^[32]。由于涡轮叶片的厚度几何尺寸在 mm 的量级上,构件的寿命在很大程度上取决于裂纹的形成和扩展^[33],对于各向异性镍基单晶的断裂问题,裂纹的形成和扩展即使在 I 型加载情形下也变得比较复杂,在各向同性多晶材料

中,裂纹的扩展一般沿着原裂纹平面延长线方向;而对于单晶材料,由于滑移系激活和开动的影响,裂纹扩展方向则与加载方向成一斜角,而最近出现的镍基单晶涡轮叶片断裂故障也显示榫头裂纹扩展方向呈 Z 字型。由于叶片断裂故障后果的严重性,叶片断裂已经成为制约航空发动机发展的瓶颈之一。

单晶体裂纹尖端变形场的确定可以追溯到 1987 年 Rice 开创性的工作,他基于小变形理想弹塑性晶体理论提出了平面应变状态下韧性单晶体 I 型裂纹尖端应力场的渐进解^[34],他的分析分别考虑了 (001)[110] 和 (110)[001] 两种裂纹取向的体心立方 (F.C.C) 和面心立方 (B.C.C) 晶体结构。结果表明,单晶体裂纹尖端出现不连续的常应力扇形区域,每个区域边界存在应力或位移的间断现象^[35]。随后, Saavedra 和 Rice 将这些研究结果延伸到幂率硬化晶体以及其他六方晶体、斜方晶体和四方晶体^[36-37]。最近, Flouriot 在 Rice 工作的基础上,对单调和循环载荷加载下的单晶体裂纹尖端应变局部集中现象进行了试验研究和有限元模拟分析^[38]。Marchal 采用弹粘塑性模型对循环蠕变加载下的镍基单晶裂纹尖端应力应变场进行模拟分析,结果表明裂纹尖端变形沿着特定矢量方向^[39]。张光平曾对 Ni_3Al 合金单晶体的疲劳开裂行为进行了试验研究,指出疲劳裂纹总是沿着具有最大切应力的滑移面开裂的^[40]。

课题组采用三维各向异性晶体滑移有限元程序对镍基单晶合金紧凑拉伸试样在弹塑性、疲劳和蠕变载荷下的裂尖应力应变集中特性和滑移系激活规律进行了计算分析,并和试验结果进行了对比^[41-47]。研究表明:单晶体裂纹尖端出现不连续的常应力角形区域,每个区域边界存在应力或位移的间断现象。温度



(a) [001] 取向, 760°C

(b) [001] 取向, 950°C

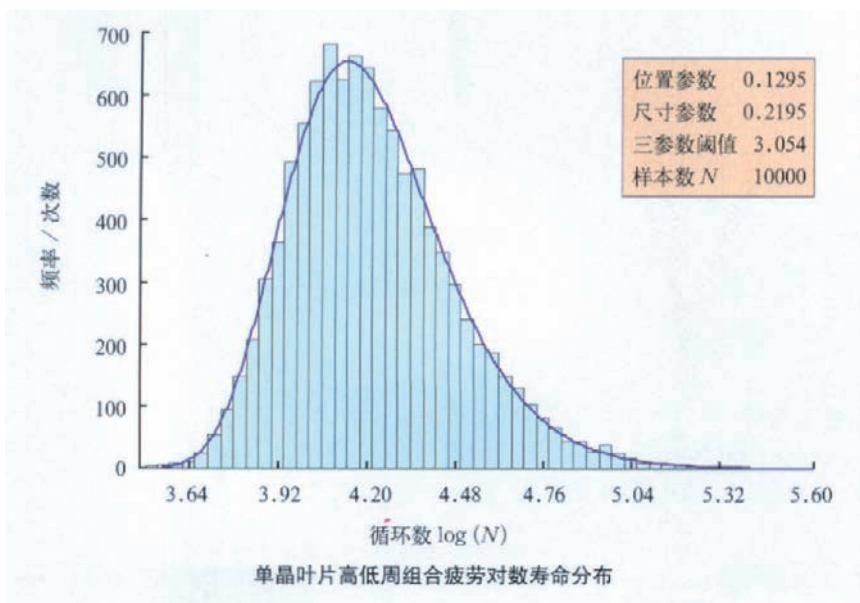
镍基单晶合金紧凑拉伸试样裂纹扩展方向

较低时,裂纹尖端变形沿着特定的滑移面 {111} 方向,使得裂纹扩展方向与裂纹平面成一斜角,在 (001)[100] 裂纹取向为 45° 或 135° , (011)[100] 裂纹取向为 53.7° 或 125.3° 。高温时,单晶各向异性程度变小,3种取向试样裂纹扩展均与加载轴垂直。随着温度的升高,断裂形式逐步由剪切型的脆性断裂转化为微孔聚集型的韧性断裂。

镍基单晶涡轮叶片 疲劳寿命可靠性分析

航空发动机单晶叶片为航空发动机故障发生最多的部件之一,而影响单晶叶片安全工作的因素存在着很强的随机不确定,这些不确定性因素包括:(1)叶片尺寸偏差的随

机性:根据我国目前铸造和制造水平,叶片尺寸的偏差主要在于榫齿部位加工偏差和空心叶片的内部肋尺寸的铸造偏差等^[48];(2)叶片晶体取向的随机性:目前生产的单晶叶片仅仅控制叶片轴向的晶体取向沿 [001] 方向偏差在 15° 范围内,其他 2 个取向不作控制,即叶片的晶体取向是随机的^[49];(3)载荷的随机性:镍基单晶叶片所受的载荷具有强的随机性,来自气流的激振和发动机其他部件的振动具有强烈的随机性;(4)铸造缺陷的随机性:镍基单晶合金在铸造的过程中难免存在一定的铸造缺陷,铸造缺陷分布及其对单晶叶片强度和寿命的影响存在一定的随机性^[50];以往的研究往往是建立在确定性分析基础上的,但是随



单晶叶片高低周组合疲劳对数寿命分布

着研究的深入和工程可靠性要求的发展,在分析和设计过程中必须考虑这些不确定因素对叶片安全性的影响。研究结果显示:尺寸偏差服从三参数威布尔分布,取向偏差符合三参数对数正态分布,载荷随机性分布服从三参数威布尔分布,叶片夹杂尺寸服从三参数对数正态分布,叶片夹杂形状服从三参数威布尔分布。综合考虑 4 个随机因素,采用响应面模型对单晶叶片高低周组合疲劳寿命进行可靠性分析,分析表明单晶叶片高低周组合疲劳寿命服从三参数对数正态分布^[51]。

结束语

镍基单晶涡轮叶片作为 20 世纪 80 年代以来航空发动机重大技术之一,近几年的发展相当迅速,相继开发了几代单晶合金,目前被广泛应用于先进的在役和在研的航空发动机,为大幅度提高发动机性能作出了重大贡献。由于被认为是下一代有希望的叶片替换材料的金属间化合物基合金和陶瓷基材料,还有重大的技术关键尚未突破而未能进入工程化阶段,预计在今后较长的一段时期内,单晶高温合金仍将是先进燃气发动机最主要的叶片材料^[2]。因此,要针对航空发动机镍基单晶涡轮叶片及其工作状态,研究其在复杂加载环境下的变形、损伤和断裂的细观机理,建立能够描述晶体取向相关、充分考虑材料细观结构及其演化特点,并得到复杂应力下的试验的验证的本构模型和寿命模型,应用到具体涡轮单晶叶片分析之中,减少不确定性因素,安全可靠地确定涡轮单晶叶片强度和寿命,从而推动国产发动机的发展和单晶材料的应用。

本文共有参考文献 51 篇,因篇幅所限未能一一列出,读者如有需要请向本刊编辑部索取。

(责编 小颖)