



吴学仁 WU Xueren

中航工业资深首席技术专家

Senior Technical Fellow of AVIC

中国航发北京航空材料研究院

研究员、博士生导师

Professor and PhD Supervisor of

AECC Beijing Institute of Aeronautical
Materials

瑞典皇家理工学院博士(1983年),北京航空材料研究院原总工程师,国家国防科工局大型飞机材料研制规划专家组组长,上海交通大学和北京航空航天大学兼职教授,国家有突出贡献中青年专家,曾任1999年国际疲劳大会主席(IFCT)。长期从事断裂力学和损伤容限研究。为我国关键航空材料研制与工程化应用、军工材料体系建设和多个重点型号飞机和航空发动机研制作出重要贡献,曾获“航空报国杰出贡献奖”,立一等功两次,获得国家自然科学三等奖、国家科技进步特等奖、光华科技基金特等奖、国际材联IUMRS索米亚国际合作奖,以及部委级科技进步奖多项。

疲劳与断裂力学的研究与应用

——访北京航空材料研究院原总工程师吴学仁研究员

Research and Application of Fatigue and Fracture Mechanics

本刊记者 谷雨

谷雨: 您对断裂力学的权函数法进行了长期的深入研究,所建立的二、三维裂纹应力强度因子权函数求解方法在国际断裂界具有重要影响。目前该方法在航空领域获得了哪些实际应用?伴随着近年来航空新材料和新结构的出现,该方法又面临哪

些挑战与机遇?

吴学仁: 在材料和结构的疲劳断裂与损伤容限分析中,需要解决的一个关键问题是复杂载荷条件下裂纹尖端应力强度因子 K 的求解,但能够用数学弹性力学理论导出 K 的精确解的情况是极其有限的。尽管

当前用有限元等数值方法求解裂纹体的 K 不存在技术困难,但与无裂纹情况相比,裂纹体 K 的求解具有特殊性:一是裂纹尖端应力应变场的奇异性;二是用有限元法解裂纹问题不但要有丰富经验,而且要对不同裂纹长度重复建模计算,大量耗费


人机资源。所以寻求高效可靠的应力强度因子解法是断裂力学工程应用必须解决的关键之一。

权函数法的核心是把影响 K 的两个因素进行变量分离,权函数仅代表裂纹体的几何特性及边界条件划分而与载荷无关,因而具有独特优势。只需要通过对权函数和无裂纹体假想裂纹面的应力分布的乘积的积分,就能够高效地(高于有限元法几个数量级)解得任意载荷下不同裂纹长度的高精度 K 值和其他力学参量。由于只有极少数理想的裂纹几何才存在权函数的精确解,工程中的大量裂纹问题必须求助于权函数的高精度近似解,这里的关键是建立各类裂纹体的权函数封闭解的推导方法。1991年我和导师卡尔森完全基于自己的理论推导与计算结果,撰写了国际上第一部关于断裂力学权函数法的专著并在英国出版 *Weight Functions and Stress Intensity Factor Solutions* (X-R Wu and A J Carlsson, Pergamon Press, Oxford, 1991)。我和学生们后续的主要研究进展包括三维裂纹问题的片条合成权函数法、多位置损伤 MSD 的权函数法、基于复变函数泰勒级数展开的权函数法、双向变化应力场三维裂纹点载荷权函数法,以及权函数法的各种应用,如纤维金属层板的桥连应力求解、残余应力场中的小裂纹扩展分析、疲劳裂纹闭合模型的张开应力计算等。

断裂力学属于应用基础科学,其应用范围不限于某特定领域。权函数法可以用于许多领域处理与裂纹有关的问题。根据文献检索和相关信息,有关国内外代表性的应用,在航空界,国内如军/民用飞机结构损伤容限设计手册、某型三代战机结构损伤容限设计、焊接残余应力场裂纹问题求解、航空发动机叶片的断裂包容性分析等;国外,如美国的 NASA 和西南研究院合作的损伤容限大型设计软件 NASCRAC、NASGROW

和 DARWIN、裂纹扩展分析软件 FASTRAN-II,洛·马公司四代机损伤容限设计软件以及含残余应力的飞机主结构件疲劳寿命预测,涡轮发动机复杂部件的高效断裂设计和燃气涡轮钛合金盘破裂评估,孔挤压强化残余应力场的疲劳裂纹扩展分析,美国空军 SiC 纤维增强钛基复合材料的桥连应力计算;英国的彗星号客机坠毁的初始缺陷尺寸再分析,金属基和树脂基复合材料裂纹扩展与损伤计算;德国马普研究所陶瓷基复合材料的热冲击试验评价;澳大利亚国防研究院发动机钛合金盘的破裂分析计算等。

随着航空新材料和新结构的出现,权函数法当前也面临新的挑战和机遇。例如:复杂裂纹几何和整体结构件的权函数求解,二维裂纹权函数封闭解与数值解 WCTSE 的融合,不依赖多个参考解的三维裂纹点载荷权函数法等。其中,特别需要引起重视的一个问题是,国内权函数法的应用水平远远落后于美英等发达国家,后者已经把我们的权函数研究成果纳入其大型设计软件和标准方法,极大地提高了结构完整性理论的工程应用水平和效率,这种做法很值得借鉴。

: 针对小裂纹的扩展行为和寿命预测,基于疲劳 $S-N$ 曲线的传统安全寿命方法和现代结构损伤容限技术建立统一的分析方法是可行的。您认为建立统一的分析方法应该重点关注哪些方面?在工程实际应用中,又需在哪些方面进行完善?

吴学仁: 传统的疲劳概念把疲劳过程被划分为 3 个阶段,即裂纹的起始(萌生)—裂纹扩展—断裂。随着断裂力学理论的发展,基于应力强度因子 K 、恒幅载荷下的 Paris 公式以及变幅载荷下的裂纹扩展模型,已经基本建立了在恒幅和谐载荷条件下长裂纹的扩展速率和寿命预测计算分析方法。但在把长裂纹的分

析方法向小裂纹范围拓展时,遇到了所谓“小裂纹效应”的困扰,即在相同的名义应力强度因子范围 ΔK 作用下,小裂纹的扩展速率明显高于长裂纹,并且在低于长裂纹扩展门槛值 ΔK_{th} 的情况下小裂纹仍能扩展。

小裂纹效应的研究高潮起始于 1980 年代初期。其代表性工作是以航空铝合金的小裂纹效应为对象的两个大型国际合作研究计划,即北大西洋公约组织 AGARD 的铝合金短裂纹扩展行为试验计划和中美合作的 NASA-CAE (中国航空研究院)的疲劳与断裂力学合作计划。这两个研究计划的核心是通过对材料中自然萌生的小裂纹起始与扩展的实验观测、三维裂纹应力强度因子的分析求解、基于裂纹闭合和变幅载荷下裂纹张开应力的建模,在深入分析小裂纹闭合行为特殊性的基础上,把基于断裂力学的长裂纹扩展分析方法向传统的疲劳 ($S-N$) 领域延伸,以最终建立一个能够同时适用于损伤容限和疲劳耐久性分析的统一的理论和方法。这个方法实质上是把疲劳全寿命当作一个从材料微观缺陷起始的裂纹扩展过程,通过考虑由微观缺陷引发的小裂纹闭合的特点,把断裂力学的理论应用于材料与结构的疲劳全寿命预测,从而克服传统的基于不考虑初始缺陷存在的大量疲劳 $S-N$ 试验曲线经验性方法的弊端。合作研究成果陆续在 SCI 疲劳断裂国际期刊和世界航空科学大会发表。2000 年我和 Newman 在法国被授予国际材联 IUMRS 首届 Somiya 国际合作奖。该合作项目后续在中美两国其他航空材料包括发动机材料的寿命预测等方面得到了诸多应用,例如:我国某三代机的耐久性设计,所建立的小裂纹试验方法已成为航空工业标准,并用于中美合作的直升机旋翼部件和飞机/发动机的钛合金疲劳寿命预测。

(责编 大漠)