

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.002

涡轮榫接疲劳寿命评估及验证:研究现状及展望

胡殿印^{1,2,3}, 鄢林⁴, 李鑫^{1,3,5}, 张晓杰^{1,2,3}, 毛建兴^{1,2,3},
古远兴⁶, 王荣桥^{2,3,4}

(1.北京航空航天大学航空发动机研究院,北京 100191; 2.北京航空航天大学航空发动机结构强度北京市重点实验室,北京 100191; 3.中小型航空发动机联合研究中心,北京 100191; 4.北京航空航天大学能源与动力工程学院,北京 100191; 5.中国航发湖南动力机械研究所,株洲 412002; 6.中国航发四川燃气涡轮研究院,成都 621300)

摘要:介绍了涡轮榫接结构疲劳寿命评估技术的研究现状,分别从多场载荷分析、裂纹萌生寿命评估、裂纹扩展模拟和试验技术等方面探讨了现有研究的进展、不足以及发展趋势,重点论述了涡轮榫接结构使用寿命和损伤容限的评估方法。结果表明:现有的分析和试验方法能基本实现涡轮榫接的疲劳寿命评估,但由于各种局限性,工程适用性亟待提高,仍需稳健的载荷降阶分析方法、基于物理机制和数据驱动的使用寿命评估方法、载荷历程相关的裂纹扩展寿命评估方法和复杂热力环境下的试验技术,从而建立先进航空发动机涡轮榫接结构疲劳寿命评估及验证体系。

关键词:涡轮榫接;多场载荷;复合疲劳;裂纹萌生;裂纹扩展;试验验证

中图分类号:V231.95

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2023)04-0573-16

Fatigue Life Assessment and Verification of Turbine Attachment: Review and Prospects

HU Dianyin^{1,2,3}, YAN Lin⁴, LI Xin^{1,3,5}, ZHANG Xiaojie^{1,2,3}, MAO Jianxing^{1,2,3}, GU Yuanxing⁶,
WANG Rongqiao^{2,3,4}

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China; 2. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength, Beihang University, Beijing 100191, China; 3. United Research Center of Mid-Small Aero-Engine, Beijing 100191, China; 4. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; 5. Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou 412002, China; 6. Sichuan Gas Turbine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Chengdu 621300, China)

Abstract: Research related to fatigue life assessment of turbine attachment was introduced. The progress, shortcomings, and development trends of existing research were discussed in terms of multi-field load analysis, crack initiation life assessment, crack propagation analysis, and test techniques, respectively, focusing on the methods for assessing the service life and damage tolerance of turbine attachment. The results show that the existing analysis and test methods can basically achieve the fatigue life assessment of turbine

基金项目:国家自然科学基金(52022007);国家科技重大专项(2017-IV-0004-0041, J2019-IV-0009-0077, J2019-IV-0016-0084)。

收稿日期:2023-05-16; **修订日期:**2023-06-25

作者简介:胡殿印,女,教授,博士生导师,国家级领军人才,研究方向为发动机结构强度及疲劳可靠性。主持“两机”基础研究项目、工信部民机科研、科工局技术基础项目、国家自然科学基金、教育部博士点基金、航空科学基金、产学研基金等30余项;授权国家发明专利50余项,发表SCI、EI论文130余篇,主编出版学术专著2部、教材1部;获省部级科技奖励3项。

通信作者:胡殿印, E-mail: hdy@buaa.edu.cn。

引用格式:胡殿印,鄢林,李鑫,等. 涡轮榫接疲劳寿命评估及验证:研究现状及展望[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4): 573-588. HU Dianyin, YAN Lin, LI Xin, et al. Fatigue life assessment and verification of turbine attachment: Review and prospects[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4): 573-588.

attachment, but due to various limitations, the engineering applicability needs to be improved. It is necessary to conduct research on robust reduction order methods for load analysis, life assessment methods based on physical mechanisms and data-driven, crack growth simulation under variant loading amplitude, and test techniques in complex thermomechanical environments, and to develop a system to support the fatigue life assessment and validation of turbine attachment in advanced aero-engine.

Key words: turbine attachment; multi-physical field loads; combined fatigue; lifetime assessment; crack growth; experimental verification

涡轮叶/盘结构作为发动机的热端部件,长时间工作在高温、高转速极端服役环境下,同时需满足质量轻、寿命长、可靠性高等苛刻且相互矛盾的指标要求,是公认的制约我国先进发动机研制的短板瓶颈。更重要地,涡轮盘作为航空发动机的军机关键件、民机限寿件,需要满足“军机涡轮盘的容许失效概率小于 10^{-6} 次/飞行小时,民机涡轮盘容许失效概率小于 $10^{-7}\sim 10^{-9}$ 次/飞行小时^[1]”等苛刻指标。其中,联接涡轮叶片和轮盘的榫接结构,是涡轮叶片承载最大、涡轮盘温度最高的部位,区域平均温度在 $500\sim 600\text{ }^{\circ}\text{C}$,局部温度高达 $700\text{ }^{\circ}\text{C}$,呈现显著应力集中和复杂应力状态,极易萌生疲劳裂纹并扩展导致结构破坏,是困扰涡轮榫接结构设计的长期顽疾,直接制约了先进航空发动机的研制。近年来,国内外的多型发动机发生了与涡轮榫接相关的重大故障。2014年,V2527-A5发动机高压涡轮二级盘榫槽疲劳断裂,导致二级叶片飞出;2016年,CF6-80C发动机高压涡轮盘榫槽高应力区裂纹萌生并沿径向扩展,造成轮盘非包容性破裂;我国对某型发动机的外场故障统计结果显示,涡轮榫接结构裂纹检出率高达10%。可见,涡轮榫接结构的疲劳问题严重威胁了航空发动机的安全性和经济性。因此,准确评估涡轮榫接结构的疲劳寿命,是保证航空发动机服役安全、提高经济效益的重要基石。

为减小发动机故障的发生,国内外发动机生产厂商和主管部门吸取历史经验教训,在发动机的结构设计、分析、验证等方面形成一系列制度和规范,如美国国防部发布的《MIL-HDBK-1783B 发动机结构完整性大纲》^[2],国军标《GJB/Z101 航空发动机结构完整性指南》^[3]、《GJB241A 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》^[4]等。上述规范文件中均明确指出,涡轮榫接结构需要“确定不产生裂纹的使用寿命”和“进行损伤容限分析,防止在检修间隔内裂纹失稳扩展”,同时指出“需通过分析和试验来评估使用寿命和损伤容限”,并强调了“在使用寿命和损伤容限分析前,需要确定可能承受的全部载荷,明确分析的边界条件”,从而保证分析的准确性,降低试验的试错成本。

为此,本文以航空发动机涡轮榫接结构为研究对象,针对设计规范中“载荷环境”“使用寿命”“损伤容限”“试验验证”相关内容,从多场载荷分析、多失效模式下裂纹萌生寿命预测、复杂载荷下的裂纹扩展分析和疲劳试验技术等方面论述研究进展,以期对航空发动机涡轮榫接结构设计提供技术支持。

1 涡轮榫接载荷及失效模式

涡轮榫接结构的载荷环境复杂,既要承受离心载荷、叶片传来的气动载荷,还要叠加各部位温差所产生的热应力,尤其对于发动机加减速过程,因盘心和盘缘温差导致的轮缘拉、压受力状态改变,加剧了榫接部位的疲劳损伤。此外,现代高性能航空发动机涡轮轮盘辐板厚度较薄,在气流激励下榫接部位的振动载荷也不容忽视,如图1所示。涡轮榫接结构载荷来源广泛,需要建立涡轮榫接结构准确、高效的多场载荷计算方法,为寿命评估提供输入。

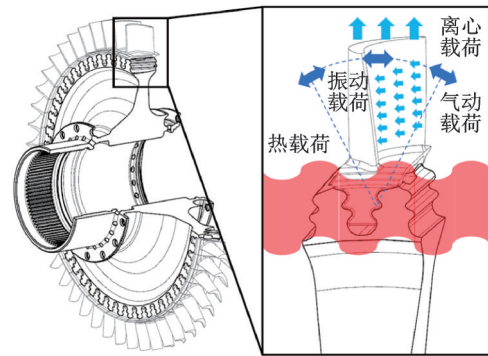


图1 涡轮榫接结构载荷特点

Fig.1 Load characteristics of turbine attachment

1.1 涡轮榫接多场载荷分析方法

1.1.1 涡轮榫接流-热-固耦合分析

流-热-固耦合数值模拟方法主要有两种分类方式。一是根据求解流程分为整体求解法和分区求解法^[5]。二是根据耦合程度分为单向和双向耦合法^[6]。其中,双向耦合法又可细分为双向显式迭代和双向隐式迭代。

整体求解法将采用欧拉描述的流体域方程和采用拉格朗日描述的固体域方程结合起来,形成统

一的流体/结构耦合方程,实现流体/结构的交互影响,其计算过程复杂,计算量巨大,适用性较差^[6]。分区求解法单独求解流体域和固体域控制方程,并在耦合界面上交换数据以实现流场/结构的耦合,其求解相对独立,可以直接利用成熟的流体和固体求解工具,但需保持流体域和固体域时间推进求解的一致性,以及耦合界面信息的高效、准确传递^[7]。

单向耦合方法不考虑流体域和固体域的相互耦合作用,计算效率高,适用于固体域发生小变形的情况^[8]。双向耦合方法是将流体域和固体域结果进行多次迭代计算直至收敛,根据两物理场之间的迭代形式可分为隐式算法和显式算法^[9]。隐式算法中,在同一时间步内进行多次迭代,直到结果收敛后进入下一时间步。显式算法中,流体和固体域之间只进行一次迭代就进入下一时间步,计算结果易发散。

毕绍康^[10]采用流热固耦合分析方法,对涡轮盘进行了优化设计,在涡轮盘质量减小的同时,应力较原始构型也显著降低。Zhang等^[11]采用双向耦合和单向耦合计算了空心风扇叶片的变形规律,比较了两种方法对叶片初始冷态构型设计的影响。高凡^[12]将单向耦合方法应用于变循环发动机调节机构的强度设计,并比较了瞬态和稳态计算结果的差异。

1.1.2 涡轮榫接振动载荷分析方法

涡轮榫接部位振动载荷的分析涉及接触力学、摩擦学、结构动力学、空气动力学等,依赖于对系统结构动力学特征的把握,下面将从气动激励和振动响应求解两方面进行论述。

(1) 非定常气动激励计算方法

来自上游尾迹和下游势扰动,以及来流畸变、非均匀温度场等非定常气动激励是引起叶/盘结构振动的主要激励源。基于非定常流动的时空周期性和叶片几何周向循环对称性,学者发展了一系列降阶计算方法,分为时域和频域降阶方法。时域降阶方法主要包括叶片约化法^[13]、轮廓变换法^[14]、时间变换法^[15]和傅里叶变换法^[16]。频域降阶方法主要包括谐波平衡法^[17]和非线性谐波法^[18]。

Connell等^[19-20]综合评估了上述时域降阶方法,结果表明叶片约化法对流量和叶片通过频率等参数的预测存在较大误差,轮廓变换法仅能感受到转子的通过频率,时间变换法和傅里叶变换法能感受到转、静叶片通过频率及其倍频,但是无法捕捉泄漏流和脱落涡的频率成分。

王子维等^[21]采用谐波平衡法进行非定常流场模拟,结果表明当谐波阶次达到五阶时,计算结果较为准确,但是当流场具有强非线性特征时,该方

法会产生较大误差。Chen等^[22]采用非线性谐波法预测了转、静干涉流场,结果表明当采用二阶谐波时,该方法可以恢复90%的掺混损失,计算效率比时间推进法快20倍,通过考虑除基频之外的高阶谐波来模拟流场中的强非线性特征。

(2) 干摩擦系统振动响应求解方法

在涡轮榫接的振动响应方面,基于榫接部位的局部接触非线性特点,国内外学者发展了大量的减缩模型^[23]。一方面,利用叶/盘结构的旋转周期性和振动行波特征,将全环叶/盘结构减缩为单个扇区^[24]。另一方面,通过选取合适的模态向量构成减缩基,将单扇区模型进一步减缩,主要包括基于系统模态^[25]和基于部件模态^[26]的减缩技术。然而,上述方法对叶片与轮盘界面处理过于简化,导致其难以准确描述叶盘间的耦合振动。鉴于此,提出了Craig-Bampton模态综合法(CB-CMS)^[27],通过保留全部界面模态进行叶盘振动分析。为了进一步降低CB-CMS模型的计算规模,Bladh等^[28]将轮盘的周期对称模态与CB-CMS相结合,Castanier等^[29]利用特征约束模态对CB-CMS的界面模态进行减缩,Beck等^[30]将上述两种方法结合,并提出了附着模态减缩方法,表现出更高的计算精度。

在振动方程数值求解方面,针对叶盘结构的周期性简谐振动,通常利用谐波平衡法^[31]将非线性振动微分方程转化为非线性代数方程进行求解。但对于粘滞、滑移、分离不同的接触状态及摩擦力的迟滞效应,非线性接触力光滑性较差,谐波平衡法会出现收敛性问题。为此,Cameron等^[32]提出时频转换法,将频域位移转换到时域进行接触力的求解,然后将非线性力再转换回频域,进行频域方程的求解。在时频域转换时,还可与快速傅里叶变换结合^[33],从而提高计算效率。目前,主要有两种方法获得频域的代数方程,分为动刚度法^[34]和动柔度法^[35]。动刚度法较为直观,动柔度法利用刚度矩阵可逆,取其逆矩阵作为柔度矩阵,或直接由主模态和静位移模态构建,也被称为频率响应函数矩阵。

然而,在上述分析方法中,输入参数的改变会对响应计算分析的时间成本和收敛性产生较大影响,如减缩模型截取模态的阶数、谐波平衡法的谐波阶次会带来自由度的显著改变,而延拓步长的选择对非线性数值求解算法的鲁棒性有较大影响。此外,现有方法未考虑接触面的微动磨损,以及接触区域的塑性特征,仍需发展更为稳健的延拓技术、降阶模型和分叉分析策略,以及更符合工程实际的接触模型。

1.2 涡轮榫接典型失效模式

如图2所示,在离心力、气动力和热应力的共同作用下,涡轮榫接结构的榫槽底部及榫齿根部圆弧倒角等部位应力集中严重,材料局部进入屈服阶段,呈现低周疲劳失效模式;同时,这些部位温度较高,易发生蠕变,当蠕变损伤和低周疲劳损伤发生交互时,则呈现蠕变-疲劳失效模式;此外,当低周疲劳损伤存在时,涡轮榫接结构振动载荷往往会加剧疲劳失效,呈现高低周复合疲劳失效模式。对于榫齿接触面存在小幅滑动,易产生磨损损伤,在与疲劳损伤耦合后,接触面的边缘位置会发生微动疲劳失效。总体而言,涡轮榫接的榫槽底部及齿根倒圆易发生低周疲劳、蠕变-疲劳、高低周复合疲劳失效,接触部位易发生微动疲劳失效。从失效阶段来看,裂纹萌生阶段需要考虑上述4种失效模式,而在裂纹扩展阶段,由于超出了微动载荷的影响区域,仅需考虑除微动疲劳外的其余3种失效模式。

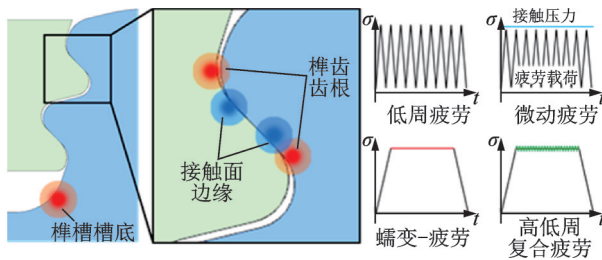


图2 涡轮榫接结构典型失效模式

Fig.2 Typical failure modes of turbine attachment

2 涡轮榫接裂纹萌生寿命预测方法

2.1 典型失效模式的疲劳寿命模型

2.1.1 低周疲劳寿命模型

当循环应力水平较高、最大应力接近或超过屈服强度时,塑性应变起主导作用,材料易发生低周疲劳失效。按照分析参量的尺度,低周疲劳寿命模型分为宏观和细观模型。

宏观模型根据参量的类型可分为应力法、应变法和能量法。应力法基于材料的 $S-N$ 曲线描述循环载荷的应力幅值 σ_a 与疲劳寿命 N_f 之间的关系,常见的形式^[36]有指数函数、幂函数等。应变法适用于以塑性变形为主导的低周疲劳寿命预测,Manson-Coffin^[37]公式应用最为广泛,其认为总应变循环强度是材料弹性强度和塑性强度的叠加。能量法认为塑性功累积使材料产生不可逆损伤进而导致疲劳破坏,揭示了疲劳损伤的本质。Ostergren^[38]首先将能量法的内涵成功应用,提出拉伸滞后损伤函数法。此外,考虑应变幅和最大应力影响的SWT模型^[39]也是基于能量的方法。能量法可天然地反映非对称载荷的影响,无需引入其他修正

项,对大部分材料都具有较好的适用性。Liu等^[40-41]采用基于表面完整性参量修正的SWT模型分别对GH4169、GH4720Li镍基高温合金的低周疲劳寿命进行预测,得到较好的预测效果。

细观模型则从晶体塑性建模出发,获取循环载荷下细观结构的应力、应变响应,引入疲劳指标参数(Fatigue indicator parameter, FIP)来表征疲劳损伤并预测疲劳寿命,是当前疲劳寿命研究的一个重要策略和新兴方向^[42]。FIP作为控制裂纹形成的主要驱动力,是联系晶体塑性模型与疲劳寿命的关键,例如累积塑性应变^[43]、累积能量耗散^[44]、最大塑性剪应变^[45]等,需要根据所考虑的长度尺度、金属特性及疲劳阶段来选择合适的FIP^[46]。由于其关注的尺度较小,目前难以直接应用于复杂构件,仍需发展多尺度分析技术、高效降阶方法等来提高工程适用性。

2.1.2 蠕变-疲劳寿命模型

对于蠕变-疲劳寿命模型,按照理论体系可分为基于Manson-Coffin方程、基于区分方法及基于损伤累积理论的模型。

(1)基于Manson-Coffin方程的蠕变-疲劳寿命模型:在Manson-Coffin方程的基础上,引入时间相关的参数。Coffin^[47]将加载频率引入寿命预测模型,提出了频率修正模型。胡殿印等^[48]利用此类模型对GH4720Li蠕变-疲劳寿命的预测效果较好。此类模型具有形式简单、使用方便的优点,在工程领域得到广泛应用,但是此类模型对加载波形的描述能力有限。

(2)基于区分方法的蠕变-疲劳寿命模型:应变范围区分方法^[49]认为材料的蠕变-疲劳寿命由非弹性应变范围决定,不同类型的非弹性应变范围引起的损伤量不同。在此基础上,发展了一系列模型,较为常用的包括总应变-应变范围区分方法^[50]、总应变-应变能区分法^[51]等。此类模型具有明确的物理意义,预测精度较高,但参数获取需要大量不同类型的蠕变-疲劳试验数据,且需要准确区分塑性应变与蠕变应变,对本构模型的精度有较高的要求。

(3)基于损伤累积理论的蠕变-疲劳寿命模型:综合考虑了疲劳与蠕变的过程中损伤参量的演化,Miner^[52]、Robinson^[53]分别提出了寿命分数、时间分数的概念。在此基础上,Taira^[54]分别独立计算疲劳损伤和蠕变损伤,而后线性叠加,实现蠕变-疲劳损伤的计算。线性损伤模型思路简单,在工程领域应用广泛,但难以考虑蠕变载荷与疲劳载荷的耦合作用。Chaboche^[55]采用非线性的损伤参量演化准则,并引入了Kachanov-Rabotnov模型^[56]作为蠕变

损伤的演化准则,此时疲劳损伤与蠕变损伤不再独立演化,可以反映加载历史对材料的影响。近年来,随着对蠕变-疲劳耦合作用下的失效机制研究的深入,一系列非线性损伤累积蠕变-疲劳模型相继被提出^[57-59],并用于 Waspaloy、GH4169 等材料的蠕变-疲劳寿命预测。虽然此类模型是基于热力学原理,物理意义最为明确,但是参数众多且获取复杂,往往需要开展各种不同条件的蠕变-疲劳试验,同时需要直接或间接监测损伤量作为数据支撑。

2.1.3 高低周复合疲劳寿命模型

高低周复合疲劳的本质是不同载荷水平下的损伤累积问题,Miner^[52]最早提出了线性损伤累积理论,但忽略了高周损伤和低周损伤的交互作用,往往

获得非保守的结果。为此,通常采用两种方式解决:一是在线性损伤累积理论的基础上,引入了不同形式的损伤耦合项 D_{int} ,如高低周应力幅值比相关^[60]、高低周相对应力范围相关^[61],此类方法形式简单,易于工程应用,但缺乏物理意义,对不同材料的耦合项形式不具有普适性。二是考虑载荷历程的影响,提出了非线性损伤累积模型,如 Manson-Halford 模型(M-H模型)^[62],其损伤累积的速率与当前的载荷水平相关,3类模型的损伤累积过程如图3所示,其中,LCF(Low cycle fatigue)代表低周疲劳造成的损伤;HCF(High cycle fatigue)代表高周疲劳造成的损伤;LCF-HCF代表低周疲劳和高周疲劳交互作用造成的损伤。

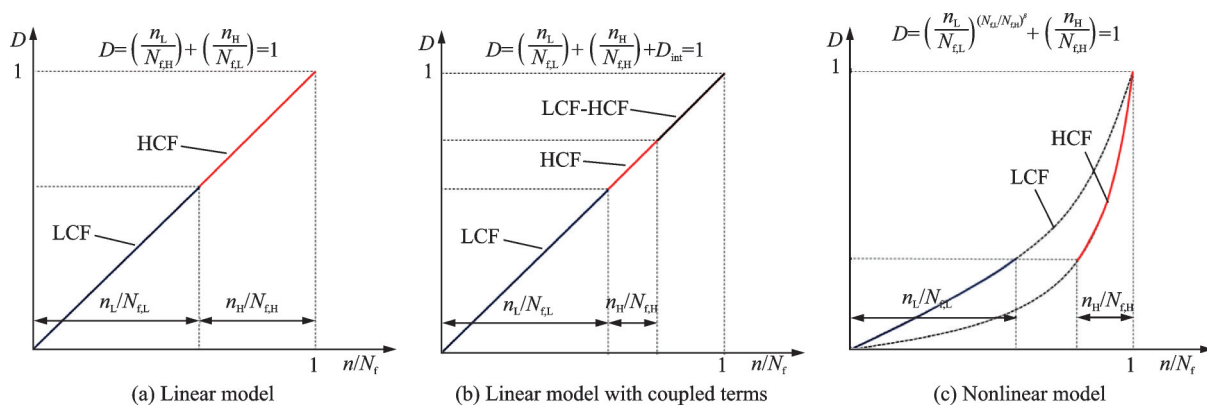


图3 两级加载条件下损伤累积模型对比

Fig.3 Comparison of damage accumulation models under two-stage loading conditions

然而,当振动载荷远低于疲劳极限时,上述方法将不会累积高周损伤,寿命预测结果往往非保守。鉴于此,学者基于连续损伤力学理论发展了一系列寿命模型,如 Chaboche 模型^[59]表明损伤累积的速率与当前的损伤状态相关,如果当前存在损伤,即使当前载荷低于疲劳极限,仍会累积损伤。

相较于无/有耦合项的线性损伤累积模型,基于连续损伤力学的高低周复合疲劳寿命模型的预测精度最高^[63],然而该模型参数多,参数拟合难度大,预测结果的稳健性也有待更充分的验证,限制了工程应用。

2.1.4 微动疲劳寿命模型

目前,许多学者将微动疲劳视为多轴疲劳问题。而多轴疲劳寿命预测通常采用临界平面法^[64]将比例加载的多轴问题等效为单轴问题,在临界平面上寻找损伤参量作为寿命计算的依据,如,拉伸破坏模式的 SWT^[65]参量、剪切破坏模式的 FP^[66]参量、混合模式的 FS^[67]参量。由于接触应力的奇异性,通常会结合非局部化方法^[68],对危险点附近的损伤参量进行均匀化处理,由平均后的结果进行寿命计算。

在微动疲劳过程中,接触面间的小幅滑动往往造成材料表面的磨损,对接触表面和亚表面应力应变产生影响。目前考虑微动磨损的方法有两大类:

(1)在临界平面法中引入磨损相关的修正项,如与拉伸应力、切应力和相对滑移相关的 Ruiz 参数^[69],采用该参数评估了具有不同几何参数的榫接结构微动疲劳寿命,相较于单一应力或滑移参量,Ruiz 参数与寿命的相关性更高^[70]。该方法简单,计算量小,但缺乏物理机制的支撑,大多基于试验现象进行拟合,往往依赖于结构。

(2)对磨损过程进行有限元仿真,结合损伤模型计算微动疲劳寿命。其中,通常使用 Archard 模型^[71]和耗散能模型^[72]作为磨损模型,无法考虑微动磨损中磨屑在产生后会暂时驻留、堆积,形成磨屑层的现象^[73]。为此,提出了描述磨屑层动态演化规律的方法^[74],对微动磨损后的形貌预测效果更好。上述方法是基于时间离散的分析过程,需要耗费相当长的计算时间,同时在含复杂曲面特征结构上的收敛性较差,目前还仅限于材料级的机理研究,未能在工程推广应用,仍需在提高计算效率和收敛性上进行研究。

2.2 涡轮榫接裂纹萌生寿命预测方法

工程上通常基于局部应力应变法对航空发动机结构寿命进行评估^[39],忽略了应力分布特征的影响,评估结果通常过于保守。为了准确评估榫接结构的疲劳寿命,发展了多种考虑应力梯度的修正方法:一类是引入应力梯度相关项修正损伤参量,如以SWT模型为核心,在SWT参量中乘上

SWT参量梯度二次相关项,用以预测榫接结构的微动疲劳寿命,预测误差在2倍分散带内^[75];另一类则是定义损伤区域,获取区域内损伤参量的平均或加权平均值,如临界距离法等。临界距离法采用临界距离范围内损伤参量的均值来计算寿命,按照范围选取的不同,分为点法、线法、面法等,如图4所示。

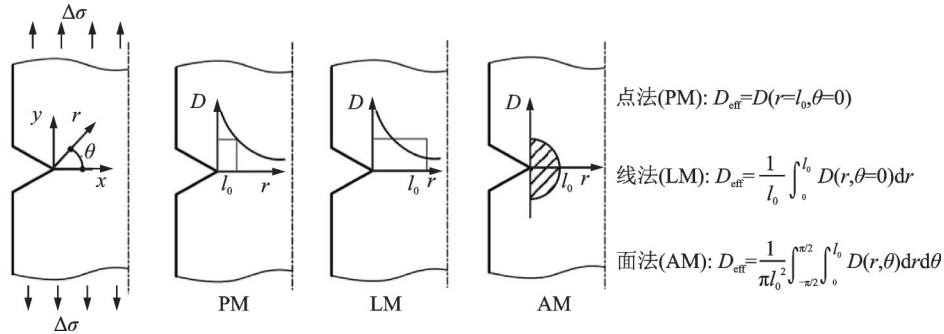


图4 临界距离法示意图

Fig.4 Schematic of critical distance theory

临界距离的选取方式众多,如采用应力比和最大应力相关的临界距离法,结合能量型寿命模型,预测了榫接结构的低周疲劳寿命^[76];基于频率修正的蠕变-疲劳寿命模型,采用应力比、最大应力和频率相关临界距离法,预测榫接结构的蠕变-疲劳寿命^[77];此外,还有采用材料裂纹扩展门槛值和疲劳强度确定的临界距离,结合SWT寿命模型预测榫接结构的微动疲劳寿命^[78]。

总而言之,目前考虑结构特征的疲劳寿命方法仍存在不同程度上的问题,梯度修正损伤参量的方法缺乏理论依据并且极度依赖于结构;临界距离法各种各样的临界距离以及权函数的选取方式都存在各自的局限性,不具有广泛的适用性,还需对结构疲劳破坏机理进行更深入的研究。

3 涡轮榫接裂纹扩展分析方法

涡轮榫接结构裂纹扩展行为一般呈现以下特点:首先,榫接结构受到多场载荷的作用,呈现低周疲劳、蠕变-疲劳、高低周复合疲劳等裂纹扩展形式^[79],尤其是高低周复合疲劳的裂纹扩展过程呈现变幅载荷特征,载荷次序的影响显著^[80]。其次,榫齿根部应力集中显著,其应力分布呈现二维、三维梯度特征,在裂纹扩展分析中需重点考虑复杂应力梯度下的应力强度因子求解精度^[81]。综上所述,涡轮榫接裂纹扩展分析方法需重点关注复合疲劳失效、复杂应力梯度等对裂纹扩展行为的影响规律。

3.1 典型载荷下的裂纹扩展分析方法

3.1.1 低周疲劳裂纹扩展分析方法

低周疲劳裂纹扩展模型可分为线弹性模型及

塑性累积模型两类。线弹性模型假设裂纹尖端不发生塑性变形,通过线弹性断裂力学中的应力场求解应力强度因子范围 ΔK ,并认为裂纹扩展速率仅依赖于远端应力范围 $\Delta\sigma$ 、裂纹长度 a 以及应力比 R 。Paris等^[82]基于试验数据,提出一种形式最为简单的指数裂纹扩展模型,即Paris模型。

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (1)$$

式中 C 和 m 为材料常数。在此基础上,很多学者尝试添加更多的载荷参数(如应力比 R 、断裂韧性 K_{IC}),以提高模型对试验结果的描述能力,其中最具代表性的是Walker模型^[83]和Forman模型^[84]。

线弹性模型在提出之后,由于其形式简单,被工程设计人员广泛接受。然而,此模型并未考虑材料的任何微观结构特征,也未考虑具体几何结构及裂纹尖端材料的塑性行为,因此学者提出了塑性累积模型,引入塑性本构关系,考虑已断裂材料和未断裂材料的塑性变形行为,并依据其动态演化过程模拟裂纹扩展行为。部分学者认为裂纹在宏观塑性应变累积至一定程度时发生扩展,建立了用宏观塑性应变范围 $\Delta\epsilon_p$ 表征的裂纹扩展模型^[85]。在此基础上,进一步考虑循环塑性区尺寸 r_s° 的影响,针对裂纹尖端材料的分离建立了裂纹扩展模型^[86]。此外,还有学者^[87]认为裂纹扩展与裂纹尖端局部累积塑性应变累积有关。

相较于线弹性模型,塑性累积模型与真实过程更加接近,模型预测精度更高,但塑性累积模型基于迭代步进行,在工程应用时计算量较大。

3.1.2 蠕变-疲劳裂纹扩展分析方法

蠕变-疲劳裂纹扩展分析的核心是表征与时间相关的蠕变损伤和与循环相关的疲劳损伤及其交互作用。按照对交互作用的考虑与否,可分为两类,一类是线性叠加模型^[88],即分别对疲劳和蠕变裂纹扩展速率进行量化,并以线性叠加的方式结合。一般,高温下的蠕变裂纹扩展速率可通过最大应力强度因子 K_{max} 和保载时间 t_h 以类似于 Paris 模型的形式来描述,表达式为

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_c = A(K_{max})^m \cdot t_h \quad (2)$$

第二类是含交互作用项的模型,即在线性叠加模型基础上,引入蠕变和疲劳的交互作用项。典型的交互项有乘积形式^[89]、指数形式^[90]、高斯函数形式^[91]等,表达式分别为

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{int} = A\Delta K^m Z/v(s+1) \quad (3)$$

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{int} = A(K_{max})^m t_h p e^{\left[-\frac{1}{2}(\ln(t_h/t_{inc}))^2\right]} \quad (4)$$

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{int} = D(\Delta K)^q e^{(-\rho_1(\ln v + \rho_2 \Delta K + \rho_3))^2} \quad (5)$$

式中: v 为载荷频率, Z 为应力比相关项, A 、 D 、 m 、 q 、 ρ_1 、 ρ_2 、 ρ_3 、 s 、 t_{inc} 均为模型参数。

总体来说,针对交互作用的表征仍以试验现象的拟合为主,不同材料适用的形式差异极大,缺乏通用性,从而增加工程应用的不确定性,仍需构建从物理机制出发的损伤耦合方法。

3.1.3 高低周复合疲劳裂纹扩展分析方法

与蠕变-疲劳裂纹扩展模型类似,高低周复合疲劳裂纹扩展预测模型多采用线性叠加模型^[92]。然而,试验现象^[93]表明,当高周载荷振幅较小时,高周载荷的叠加起到强化作用,此时的裂纹扩展寿命反而比纯低周裂纹扩展寿命长。根据以上现象,提出了裂纹闭合和损伤的平衡机制,如图 5 所示,基于裂纹闭合模型建立了一系列考虑高、低周载荷交互作用的裂纹扩展模型。

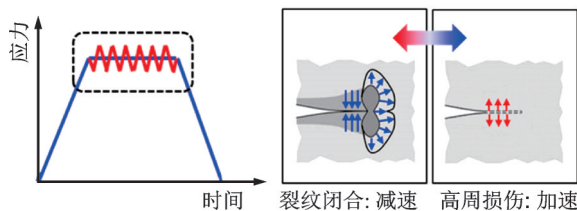


图 5 裂纹闭合和损伤的平衡机制

Fig.5 Equilibrium mechanisms for crack closure and damage

裂纹闭合模型认为断裂面相互作用导致卸载过程中裂纹的提前闭合以及加载过程中裂纹的延迟张开,当外部载荷低于裂纹张开应力强度因子

K_{op} 时,裂纹表面接触闭合;只有外部载荷高于 K_{op} 时,裂纹才能够继续向前扩展^[94]。由此提出了有效应力强度因子的概念,如式(6)所示,进而获得修正的 Paris 模型,如式(7)所示。随后,根据不同的裂纹闭合诱导机制建立了不同的修正形式,如塑性诱导、粗糙度诱导、氧化诱导等^[95],其中塑性诱发机制已经被广泛接受。

$$\Delta K_{eff} = K_{max} - K_{op} \quad (6)$$

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K_{eff})^m \quad (7)$$

针对 K_{op} ,基于塑性诱发机制提出了多种量化形式。例如,裂纹扩展门槛值和应力比相关^[96]、残余裂尖张开位移和应力比相关^[97]等。在此基础上,结合小时间尺度理论^[98],即裂纹扩展过程中,在每个循环内对裂纹扩展驱动力进行分析,确定本循环裂纹增量及本循环对下一循环各裂纹变量的影响,成功实现了镍基高温合金标准件^[99]、涡轮榫接结构^[100]的高低周复合疲劳裂纹扩展分析。

总体而言,基于裂纹闭合效应能够解释和模拟高、低周载荷的交互作用,但裂纹闭合的诱导机制复杂,如何在建模过程减小对试验数据的依赖是仍需解决的难题。

3.2 涡轮榫接裂纹扩展分析方法

针对涡轮榫接结构的裂纹扩展分析,传统的方法主要包括经验公式法和有限元法。其中经验公式在拟合获取时采用简单的结构和载荷,应用在复杂结构中需要进行一定的简化,往往会造成较大的误差。而有限元方法能够精确求解复杂几何结构受复杂载荷情况下的裂纹尖端应力强度因子,具有广泛的适用范围,但计算成本较高,使用较为繁琐。比如,针对榫接结构在高低周复合载荷下的裂纹扩展行为,利用考虑干摩擦力的振动响应分析方法,得到裂尖应力强度因子和张开位移,结合考虑裂纹闭合的高低周复合疲劳裂纹扩展模型,成功实现了涡轮榫接结构裂纹扩展行为的模拟^[101],捕捉到枞树形榫接结构在裂纹扩展过程中的卸载特征,即出现裂纹的榫齿载荷由其他榫齿分担,承载逐渐降低的现象。

针对这两种方法的弊端,以 Bueckner^[101] 和 Rice^[102] 为代表提出了权函数方法,计算应力强度因子。如式(8)所示,通过权函数 $m(x,a)$ 与裂纹面应力函数 $\sigma(x)$ 的乘积并积分即可得到复杂应力分布下的应力强度因子。

$$K = \int_0^a \sigma(x) m(x,a) dx \quad (8)$$

式中权函数只与裂纹面的几何属性有关。Kiciak 等^[103]采用包含待定系数的多项式幂函数作为权函数,基于多个参考载荷下的应力强度因子解和边界

条件联立方程组,求解权函数的待定系数。一旦建立权函数模型,就能实现不同裂纹面几何和载荷条件下的应力强度因子快速求解。利用该方法,建立了低周载荷下涡轮盘榫槽部中齿根角裂纹的权函数模型,与有限元方法相比,误差仅为2.66%,而计算时间却仅为有限元法的1/20 000^[104]。进一步,结合榫接结构裂纹萌生寿命预测方法,建立了涡轮盘榫槽多通道传力结构疲劳寿命评估方法,实现多条裂纹起裂时刻和扩展行为的预测^[105]。然而,值得注意的是,上述应用的场景均为近似单轴应力状态下的裂纹扩展,对于多轴应力状态,如何使用权函数法进行表征是今后研究的重点。

4 涡轮榫接疲劳试验技术

试验是发动机寿命评估的核心环节,也是提升寿命预测方法精度的重要保障。涡轮叶/盘的整盘试验是整机试验前暴露设计缺陷、故障隐患的关键。然而,叶盘榫接结构失效模式复杂、危险部位众多,难以开展大量成本高昂的整盘验证试验,也无法依靠忽略结构特征影响的标准件试验评估各危险部位的疲劳寿命。因此,需要借助多层次试验体系,对涡轮榫接结构寿命评估进行充分验证。

多层次试验体系通常由标准件-模拟件-真实构件3个层次组成。(1)通过标准件试验,揭示疲劳损伤机理,构建材料的疲劳寿命模型;(2)通过单齿模拟件试验,叠加榫接结构特征,修正寿命模型,在此基础上,开展多齿模拟件试验,重点考虑多通道传力特征对裂纹扩展的影响;(3)开展涡轮榫接真实构件试验,验证寿命评估方法。其中,模拟件试验是核心关键,搭建从标准件到真实构件间的桥梁。

4.1 涡轮榫接模拟件设计方法

模拟件的本质是反映真实结构在特定载荷下的寿命,其设计与寿命模型密切相关。基于经典的局部应力应变法,提出了以“保证模拟件危险点的损伤控制参量(如最大主应力、最大主应变、应力分量等)与考核部位一致”为核心的设计方法^[106]。在此基础上发展了基于非局部寿命理论的模拟件设计方法,但这些方法对“一定范围”的定义缺乏理论依据且未能形成统一认识:例如,有学者认为应该尽可能多地包含影响裂纹萌生寿命区域,考虑了危险点第一主应力在其梯度方向3 mm内的分布设计了榫槽模拟件^[107];还有学者则采用工程裂纹长度(0.8 mm)作为区域的选取准则^[108]。

临界距离法的出现为“一定范围”的量化提供了有效的解决思路。根据临界距离法的基本思想,

当“临界距离内的应力或应变一致”时,认为寿命也一致。进一步将上述准则进行补充和推广,建立了适用于多种失效模式的模拟件设计准则^[109]:“在满足几何相似、材料一致的基础上,考虑裂纹萌生行为时,保证临界距离范围内损伤参量一致;考虑裂纹扩展行为时,保证临界裂纹长度内应力强度因子一致”,其中损伤参量与失效模式、寿命模型等相关。基于这一准则,设计了涡轮盘盘心、螺栓孔、端齿等部位的低周疲劳模拟件^[110]以及涡轮榫接部位的微动疲劳模拟件^[110]。

具体到涡轮榫接模拟件的结构形式,一般可分为非接触型和接触型。非接触型主要适用于危险部位在非接触区域的榫接结构,用于设计齿根^[107]、槽底等部位的模拟件^[109],如图6(a)和图6(b)所示。接触型则适用于危险部位在接触区域,以微动疲劳失效为主的榫接结构,一般又分为两类:(1)仅考核榫头或榫槽,设计相应的模拟件,采用微动垫替代原本榫槽或榫头与模拟件配合^[111],如图6(c)所示;(2)同时考核榫头和榫槽,设计相互配合的模拟件^[110],如图6(d)所示。当不确定榫接结构最危险的部位时,应当采用第二种接触形式,对可能发生破坏的部位均采用模拟件设计准则进行设计。

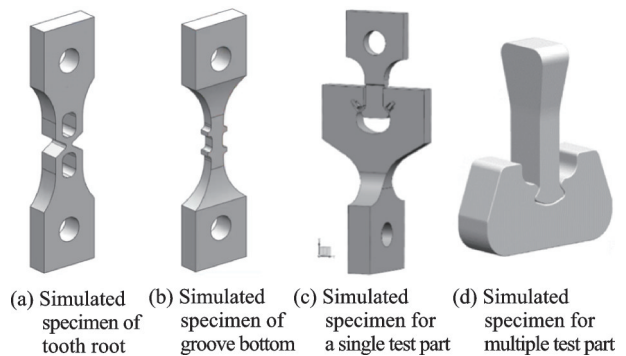


图6 涡轮榫接模拟件典型结构形式

Fig.6 Typical structure of simulated specimen of turbine attachment

4.2 涡轮榫接高低周复合疲劳试验加载技术

目前,采用疲劳试验机和加热设备在实验室环境下开展低周疲劳、蠕变-疲劳以及单轴下任意载荷谱试验的技术已相对成熟。然而,涡轮榫接结构承受的载荷复杂,尤其是振动载荷与离心载荷的方向不一致时,为典型的非同轴载荷,难以利用上述标准化的疲劳试验机模拟。因此,如何模拟非同轴的高、低周载荷是开展涡轮榫接结构复合疲劳试验的核心问题。

Powell等^[112]最早开展了双轴相互垂直的高低周复合疲劳试验,利用疲劳机施加低周载荷的同时,引入激振器直接在平板试验件上施加与低周载

荷垂直的高周载荷,奠定了非同轴高低周复合疲劳试验的基本形式。然而,当平板试验件变为真实构件时,低周载荷通常更大,试验系统的刚性呈几何量级的增大,系统弯曲模态对应的频率较高,直接激振的方式很难将高周载荷施加于试验件上。因此,需要设计高低周载荷互不干涉的加载装置降低夹持系统的弯曲刚性。主要有以下形式。

(1)采用柔性材料作为试验件夹持结构。如图 7(a)所示,美国空军研究实验室于 2000 年提出了真实结构多轴试验技术^[113],低周载荷通过尼龙带传递至叶片,高周载荷通过高频激振器施加,开展了真实风扇叶片常温下的高低周复合疲劳试验。然而该装置具有一定局限性:尼龙带在高温下的强度有限,不能传递大的机械载荷,难以模拟涡轮榫接结构的承载。

(2)低刚度的结构形式。如图 7(b)所示,欧洲的 PREMECCY 计划中^[114],设计了薄板型的连接夹具,同样使用高频激振器沿垂直于薄板平面方向

施加高周载荷,开展了涡轮叶片模拟件的高低周复合疲劳试验。然而,随着低周载荷的增加,试验件本身刚性增加,导致考核部位的高周载荷难以满足要求。因此,该方案仅适用于针对性设计的叶片模拟件等结构。

(3)采用多自由度的组合体作为夹持结构。如图 7(c)所示,采用了多关节传力机构^[93],增加系统的自由度,各关节间利用滚珠轴承支撑,降低了弯曲刚性和阻尼。同时,针对不同的试验件类型,采取了不同的夹持形式,以保证试验件的夹持稳定可靠,避免在振动载荷作用下试验件出现打滑、脱落的情况:对于标准件或者模拟件^[93],设计了独特的双楔形面的联接结构;对于带叶片的真实榫接^[100],则依据叶片型面,设计了与叶片紧密贴合的分半式夹具。

总体而言,多自由度组合体的结构形式适用范围广,尤其适用于大载荷、大刚性的涡轮榫接结构的高低周复合疲劳试验。

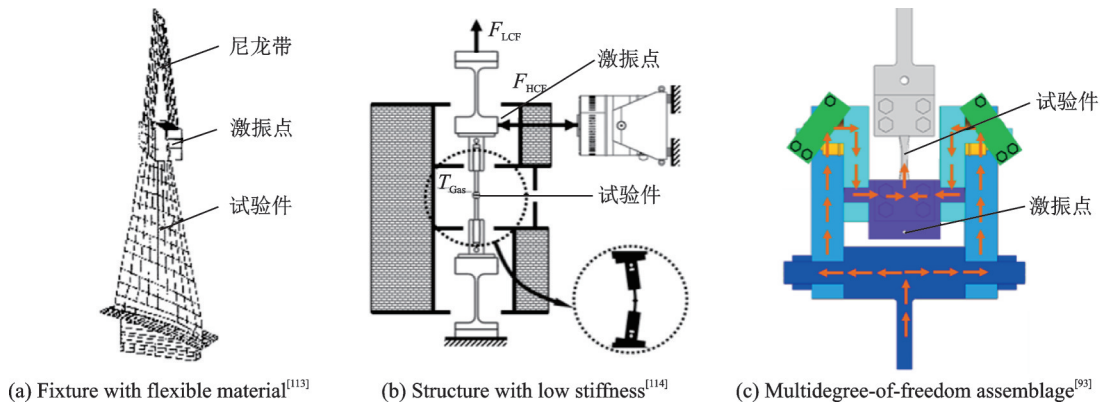


图 7 高低周复合疲劳试验加载装置

Fig.7 Loading equipment for combined high and low cycle fatigue test

4.3 涡轮榫接损伤在线监测技术

为了更充分地捕捉试验过程的信息,辅助揭示损伤机理和建立寿命模型,需要结合先进的测试方法对高温环境下的应变、裂纹等信息进行监测。通常有接触式与非接触式两类方法,其中接触式方法主要采用电阻应变片、光纤光栅传感器(Fiber bragg grating, FBG)等;非接触式测量方法主要有光弹法、数字图像相关法(Digital image correlation, DIC)等。

对于接触式应变测量方法,高温环境对传感器、测试设备以及数据处理带来了更高的要求。由于高温电阻应变片价格较高、安装工艺复杂、易受温度影响,限制了其在高温应变监测中的应用。而 FBG 传感器具有耐高温、质量轻、抗电磁干扰及波分复用等优势,可实现结构应变与环境温度的测

量,应用前景广泛^[115]。然而高温下光纤易脱落、断裂,为此提出了一种 FBG 封装和敷贴工艺^[116],消除了高温下 FBG 涂覆层与光栅的相对滑移问题,保证了 FBG 传感器的监测范围,满足了涡轮榫接结构的高温应变监测的需求,如图 8 所示。

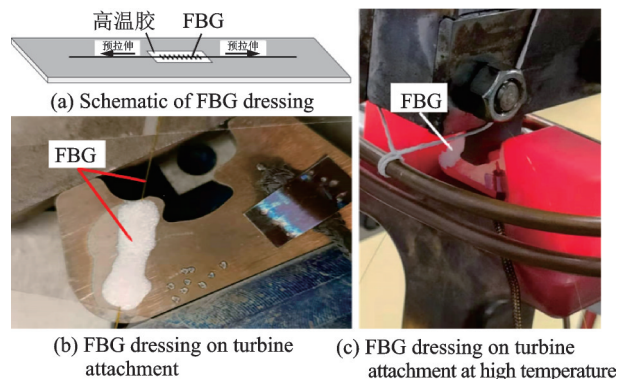


图 8 FBG 监测涡轮榫接应变

Fig.8 Monitoring strain of turbine attachment by FBG

在非接触式方法中, DIC法具有全场应变测量、数据采集简单、测量环境要求低、试件表面处理简便和测量精度高优点, 被应用于准静态拉伸下的高温应变测量^[117]。对于动态的疲劳试验, 需要消除环境噪声和刚体位移的影响, 为此基于数字图像配准与数字图像原位处

理算法, 同时配合定时采集软件, 实现疲劳试验中的应变原位测量^[118]。进一步基于结构表面位移场, 可实现涡轮榫接的裂纹测量^[119], 如图9所示。然而, 受限于采样规模大, 后处理时间相对较长, 基于DIC方法的损伤实时监测仍需提升。

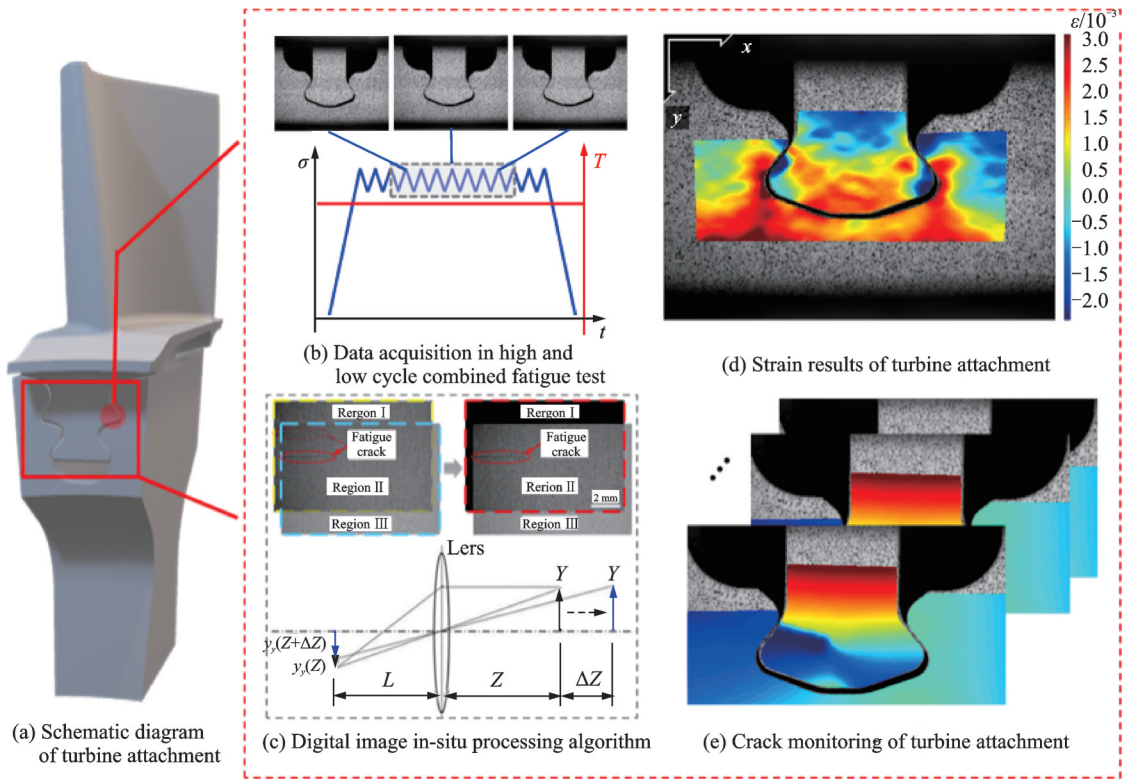


图9 DIC监测涡轮榫接应变及裂纹

Fig.9 Monitoring strain and crack of turbine attachment by DIC

5 结论与展望

本文重点论述了航空发动机涡轮榫接结构在多场载荷分析方法、裂纹萌生寿命预测、裂纹扩展模拟方法和试验技术等方面的研究进展, 得到主要结论如下:

(1) 根据涡轮榫接部位的结构特点和分析需求, 建立了不同耦合程度、减缩/降阶规模、求解精度的多场载荷分析方法, 能够实现涡轮榫接结构载荷的准确获取。

(2) 针对低周疲劳、蠕变-疲劳、高低周复合疲劳和微动疲劳等失效模式发展了相应的寿命模型, 进一步考虑榫接部位的应力梯度影响, 发展了涡轮榫接结构疲劳寿命预测方法。

(3) 针对榫接结构裂纹扩展寿命评估方法, 研究重点在于复合疲劳载荷下循环损伤、蠕变损伤及其交互作用的量化表征, 复杂应力梯度下的应力强度因子求解方法, 以及榫接多通道传力特征所致变幅载荷下的裂纹扩展模拟方法。

(4) 考虑结构和失效特征, 建立了涡轮榫接模拟件设计方法; 根据涡轮榫接的载荷特征, 发展了高、低周载荷的协同加载装置, 结合先进的测试技术, 形成了复合疲劳试验装备, 构建了涡轮榫接多层次试验体系。

为了进一步推动涡轮榫接结构寿命评估方法的工程应用, 仍需开展以下几个方面的研究:

(1) 在涡轮榫接多场载荷获取方面, 流场参数和结构接触的准确、快速求解是两大难点。借鉴机器学习的最新进展, 构建更有效的降阶模型是发展方向。具体包括: 由于流热固耦合仿真较为耗时, 难以生成大量样本用以构建降阶模型, 需要重点研究如何基于小样本构建具有足够精度的降阶模型; 此外, 当存在多个不同保真度的降阶模型时, 如何建立多保真度模型融合方法来更好地平衡效率和精度; 当降阶模型精度不足时, 如何基于使用过程中产生的大量数据, 实现降阶模型的自适应更新, 从而提高模型保真度。

(2)在涡轮榫接多失效模式寿命评估方面,目前大多为基于试验现象的唯象模型,复合疲劳中各类损伤的耦合作用仍缺乏物理机制的解释。随着仿真技术的发展,已经开始采用多尺度模拟方法反映疲劳失效的损伤机理,预测特定材料的低周疲劳寿命,但还需要将多尺度方法进一步拓展至复合疲劳,以期阐释低周与高周、蠕变、微动等损伤之间的耦合机制。

此外,目前针对经典模型的修正形式越来越多,模型的参数也随之增加,但在模型修正时未考虑其参数获取以及实际使用的便利性,难以推广至工程应用。随着人工智能等新一代信息技术与制造业的融合与发展,可以在基于物理机制的寿命模型基础上,结合数据驱动方法,建立起机制清晰、可信度高和工程适用的多失效模式疲劳寿命评估方法。

(3)在复合疲劳裂纹扩展分析方法方面,现有研究已初步建立了基于线性/非线性损伤累积理论的裂纹扩展模型,其不同材料及载荷条件下的通用性仍有待验证,尤其是蠕变-疲劳耦合载荷下的裂纹扩展模式,仍需要开展更为深入的机理研究。

此外,对于含结构特征的裂纹扩展分析方法,现有的权函数法仅考虑单轴应力状态下的非均匀应力分布,对于榫槽齿根、榫槽槽底等近似于单向拉伸状态的部位适用性较好,而对于因微动疲劳产生在接触面的裂纹,由于处于典型的多轴应力状态,现有的权函数方法难以准确评估,需进一步考虑多轴应力状态及裂纹三维特征,建立复合型裂纹扩展寿命评估方法。

(4)在试验技术方面,现有的模拟件设计方法尚未考虑模拟件加工工艺与真实榫接结构的差异性,即通常涡轮榫接结构采用拉削加工,而模拟件加工时受限于成本和效率,一般采用慢走丝线切割、铣削和磨削等方式,从而导致表面形貌、表层的残余应力等存在较大差异,即使在应力分布相同的情况下,疲劳寿命也表现出显著变化。因此,亟需在现有模拟件设计基础上,进一步考虑模拟件与真实构件的表面状态的等效性,形成更精准的模拟件设计方法。

此外,现有的复合疲劳试验常施加稳定、均匀的温度场,忽略了榫接结构温度梯度的影响。随着先进航空发动机性能的提升,涡轮榫接结构温度不均匀性会进一步明显,尤其是含气冷通道的涡轮榫接结构,温度梯度的影响难以忽视。因此,需要进一步考虑榫接结构的气冷环境,加强复杂热力环境下的试验能力;与之对应地,需要提高复杂热力环境下FBG、DIC散斑等传感器的存活率和可靠性。

参考文献:

- [1] 航空燃气涡轮发动机结构强度设计准则编审组. 航空燃气涡轮发动机结构强度设计准则[M]. 成都: 四川燃气涡轮研究院, 2018.
Editorial and Review Group. Structural strength design guidelines for aircraft turbine engine[M]. Chengdu: Sichuan Gas Turbine Research Institute, 2018.
- [2] Department of Defense. Engine structural integrity program: MIL-HDBK-1783B[S]. Washington DC: Department of Defense, 2004.
- [3] 航空工业总公司. 航空发动机结构完整性指南: GJB/Z 101—97[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1997.
Aviation Industry Corporation. Engine structural integrity guidance: GJB/Z 101—97[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 1997.
- [4] 中国人民解放军总装备部. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范: GJB 241A—2010[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2010.
General Armament Department of PLA. General specification for aircraft turbojet and turbofan engine: GJB 241A—2010[S]. Beijing: General Equipment Department Military Standard Publishing and Distribution Department, 2010.
- [5] HOU G, WANG J, LAYTON A. Numerical methods for fluid-structure interaction: A review[J]. Communications in Computational Physics, 2012, 12(2): 337-377.
- [6] CABOS C, IHLENBURG F. Vibration analysis of ships with coupled finite and boundary elements[J]. Journal of Computational Acoustics, 2003, 11(1): 91-114.
- [7] YOUNG Y L, CHAE E J, AKCABAY D T. Hybrid algorithm for modeling of fluid-structure interaction in incompressible, viscous FLOWS[J]. Acta Mechanica Sinica, 2012, 28(4): 1030-1041.
- [8] PARK H. Advanced turboprop composite propeller design and analysis using fluid-structure interaction method[J]. Composites Part B: Engineering, 2016, 97(15): 111-119.
- [9] STORTI M A, NIGRO N M, PAZ R R, et al. Strong coupling strategy for fluid-structure interaction problems in supersonic regime via fixed point iteration [J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 320 (4/5): 859-877.
- [10] 毕绍康. 双辐板涡轮盘流热固耦合计算及优化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
BI Shaokang. Fluid-thermal-machanical coupling calculation and optimization design of twin-web turbine

- disk[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021.
- [11] ZHANG X J, CHEN W Y, HU D Y, et al. An efficient approach for parametric modeling and prediction of the hollow blade manufacture shape[J]. *Aerospace*, 2023, 10: 1-16.
- [12] 高凡. 变循环发动机模式转换动态过程的流固耦合数值预测方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2023.
- GAO Fan. Study on numerical prediction method of fluid-structure coupling for dynamic process of variable cycle engine mode[D]. Beijing: Beihang University, 2023.
- [13] RAI M M. Navier-Stokes simulations of rotor-stator interactions using patched and overlaid grids[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1987, 3(5): 387-396.
- [14] GALPIN P F, BROBERG R B, HUTCHINSON B R. Three-dimensional Navier Stokes predictions of steady state rotor/stator interaction with pitch change [C]//Proceedings of the Third Annual Conference of the CFD Society of Canada. Banff: [s.n.], 1995.
- [15] LAITH Z, PAUL G, RUBENS C, et al. Time transformation simulation of a 1.5 stage transonic compressor [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(7): 071001.
- [16] HE L. An Euler solution for unsteady flows around oscillating blades[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(4): 714-722.
- [17] HALL K C, CLARK W S, LORENCE C B. A linearized Euler analysis of unsteady transonic flows in turbomachinery[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1994, 116(3): 477-488.
- [18] HE L, NING W. Efficient approach for analysis of unsteady viscous flows in turbomachines[J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(11): 2005-2012.
- [19] CONNELL S, HUTCHINSON B, GALPIN P, et al. The efficient computation of transient flow in turbine blade rows using transformation methods [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2012. Copenhagen: [s.n.], 2012.
- [20] ZHANG X J, WANG Y R, JIANG X H. An efficient approach for predicting resonant response with the utilization of the time transformation method and the harmonic forced response method [J]. *Aerospace*, 2021, 8: 1-21.
- [21] 王子维, 范召林, 江雄, 等. 用于多级压气机非定常流动的谐波平衡方法研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(11): 2512-2521.
- WANG Ziwei, FAN Zhaolin, JIANG Xiong, et al. Investigation on harmonic balance method for simulation of unsteady flow in the multi-stage compressor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(11): 2512-2521.
- [22] CHEN T, VASANTHAKUMAR P, HE L. Analysis of unsteady blade row interaction using nonlinear harmonic approach[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(3): 651-658.
- [23] MITRA M, EPUREANU B I. Dynamic modeling and projection-based reduction methods for bladed disks with nonlinear frictional and intermittent contact interfaces[J]. *Applied Mechanics Reviews*, 2019, 71(5): 50803.
- [24] THOMAS D L. Dynamics of rotationally periodic structures[J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 1979, 14(1): 81-102.
- [25] YANG M T, GRIFFIN J H. A reduced-order model of mistuning using a subset of nominal system modes [J]. *Journal of Engineering for Gas turbines and Power*, 2001, 123(4): 893-900.
- [26] CIGEROGLU E, AN N, MENQ C H. A microslip friction model with normal load variation induced by normal motion[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2007, 50(3): 609-626.
- [27] CRAIG R, BAMPTON M. Coupling of substructures for dynamic analyses[J]. *AIAA Journal*, 1968, 6(7): 1313-1319.
- [28] BLADH R, CASTANIER M P, PIERRE C. Component-mode-based reduced order modeling techniques for mistuned bladed disks: Part I —Theoretical models [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea and Air. [S.l.]: [s.n.], 2000.
- [29] CASTANIER M P, TAN Y C, PIERRE C. Characteristic constraint modes for component mode synthesis [J]. *AIAA Journal*, 2001, 39(6): 1182-1187.
- [30] BECK J A, BROWN J M, CROSS C J, et al. Geometric mistuning reduced-order models for integrally bladed rotors with mistuned disk-blade boundaries [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013: V07BT31A005.
- [31] 司武林. 涡轮榫接结构振动特性分析及试验验证 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
- SI Wulin. Study on dynamic characters of turbine bladed disk with joint and experimental verification[D]. Beijing: Beihang University, 2013.
- [32] CAMERON T M, GRIFFIN J H. An alternating frequency/time domain method for calculating the steady-state response of nonlinear dynamic systems[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1989, 56(1): 149-154.
- [33] LING H F, WU X X. Fast Galerkin method and its application to determine periodic solutions of non-linear oscillators[J]. *International Journal of Non-linear Mechanics*, 1987, 22(2): 89-98.
- [34] HARTUNG A, HACKENBERG H P, KRACK M, et al. Rig and engine validation of the nonlinear forced

- response analysis performed by the tool OrAg[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2018, 141(2): 21019.
- [35] PETROV E P. A method for use of cyclic symmetry properties in analysis of nonlinear multiharmonic vibrations of bladed disks[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(1): 175-183.
- [36] 尹泽勇. 航空发动机设计手册(第18册): 叶片轮盘和主轴强度分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001. YIN Zeyong. *Aircraft engine design handbook (volume 18): Strength analysis of blade, disk and shaft* [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.
- [37] COFFIN L. A study of the effects of cyclic thermal stresses on a ductile metal[J]. *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*, 1954, 76: 931-950.
- [38] OSTERGREN W. A damage function and associated failure equations for predicting hold time and frequency effects in elevated temperature, low cycle fatigue[J]. *Journal of Testing and Evaluation*, 1976, 4(5): 327-339.
- [39] SMITH K N, WATSON P, TOPPER T H. A stress-strain function for the fatigue of metals[J]. *Journal of Materials*, 1970, 5(4): 767-778.
- [40] LIU H, HU D, WANG R, et al. Experimental and numerical investigations on the influence of cold expansion on low cycle fatigue life of bolt holes in aeroengine superalloy disk at elevated temperature[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 132: 105390.
- [41] 田腾跃. 喷丸强化镍基高温合金表面完整性量化表征及疲劳寿命预测[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2023. TIAN Tengyue. *Surface integrity quantitative characterization and fatigue life prediction of nickel-based superalloy after shot peening*[D]. Beijing: Beihang University, 2023.
- [42] LI Y, ZHAN M, JIANG X, et al. Low-cycle fatigue behavior and life prediction of TA15 titanium alloy by crystal plasticity-based modelling[J]. *Journal of Materials Research and Technology*, 2023, 23: 954-966.
- [43] MANONUKUL A, DUNNE F. High and low cycle fatigue crack initiation using polycrystal plasticity[J]. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2004, 460: 1881-1903.
- [44] CHARKALUK E, BIGNONNET A, CONSTAN T, et al. Fatigue design of structures under thermomechanical loadings[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2007, 25(12): 1199-1206.
- [45] LIU W, HUANG J, LIU J, et al. Experimental and crystal plasticity modelling study on the crack initiation in micro-texture regions of Ti-6Al-4V during high cycle fatigue tests[J]. *International Journal of Fatigue*, 2021, 148: 106203.
- [46] 易敏, 胡文轩. 晶体塑性模型及其在金属疲劳寿命预测中的应用[J]. *南京航空航天大学学报*, 2023, 55(1): 12-27. YI Min, HU Wenxuan. *Crystal plasticity model and its application for fatigue life prediction of metals* [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2023, 55(1): 12-27.
- [47] COFFIN L. Prediction parameters and their application to high temperature low-cycle fatigue [C]//*Proceedings of Second International Conference on Fracture*. London, UK: [s.n.], 1969: 1-12.
- [48] 胡殿印, 高晔, 马琦航, 等. 晶粒尺寸对GH720Li镍基合金蠕变-疲劳寿命的影响[J]. *稀有金属材料与工程*, 2018, 47(8): 2386-2391. HU Dianyin, GAO Ye, MA Qihang, et al. *Effect of grain size on the creep-fatigue life of GH720Li superalloy* [J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2018, 47(8): 2386-2391.
- [49] MANSON S, HALFORD G, HIRSCHBERG M H. Creep fatigue analysis by strain-range partitioning [C]//*Proceedings of the First Symposium on Design for Elevated Temperature Environment*. San Francisco: [s.n.], 1971.
- [50] HALFORD G, SALTSMAN J. Strain range partitioning: A total strain range version [C]//*Proceedings of International Conference on Advances in Life Prediction Methods*. New York: American Society of Mechanical Engineers, 1983.
- [51] 胡绪腾, 宋迎东. 总应变-应变能区分法[J]. *机械工程学报*, 2007, 43(2): 219-224. HU Xuteng, SONG Yingdong. *Total strain version of strain energy partitioning* [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2007, 43(2): 219-224.
- [52] MINER M. Cumulative damage in fatigue[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1945, 12(3): 159-164.
- [53] ROBINSON E. Effect of temperature variation on the long-time rupture strength of steels[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1952: 777-781.
- [54] TAIRA S. Lifetime of structures subjected to varying load and temperature [C]//*Proceedings of Creep in Structures*. Berlin: [s.n.], 1962: 96-124.
- [55] CHABOCHE J. Continuum damage mechanics: Present state and future trends[J]. *Nuclear Engineering & Design*, 1987, 105(1): 19-33.
- [56] RABOTNOV Y, LECKIE F, PRAGER W. Creep problems in structural members[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1970, 37(1): 249.
- [57] KIM T, KANG D, YEOM J, et al. Continuum damage mechanics-based creep-fatigue-interacted life pre-

- diction of nickel-based superalloy at high temperature [J]. *Scripta Materialia*, 2007, 57(12): 1149-1152.
- [58] YEOM J, LEE C, KIM J. Continuum damage model of creep-fatigue interaction in Ni-base superalloy [J]. *Key Engineering Materials*, 2007(1): 235-240.
- [59] SUN Li, LIU Liqiang, WANG Runzi. A modified damage-coupled visco-plastic constitutive model for capturing the asymmetric behavior of a nickel-based superalloy under wide creep-fatigue loadings[J]. *International Journal of Fatigue*, 2022, 164: 107160.
- [60] ZHU S, YUE P, YU Z, et al. A combined high and low cycle fatigue model for life prediction of turbine blades[J]. *Materials*, 2017, 10(7): 698.
- [61] ZHENG X, ENGLER P J, SU X, et al. Modeling of fatigue damage under superimposed high-cycle and low-cycle fatigue loading for a cast aluminum alloy[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2013, 560: 792-801.
- [62] MANSON S S, HALFORD G R. Practical implementation of the double linear damage rule and damage curve approach for treating cumulative fatigue damage [J]. *International Journal of Fracture*, 1981, 17(2): 169-192.
- [63] HAN L, HUANG D, YAN X, et al. Combined high and low cycle fatigue life prediction model based on damage mechanics and its application in determining the aluminized location of turbine blade [J]. *International Journal of Fatigue*, 2019, 127: 120-130.
- [64] NADEEM A, MAGD A. Fretting fatigue crack nucleation: A review[J]. *Tribology International*, 2018, 121: 121-138.
- [65] SZOLWINSKI M, FARRIS T. Mechanics of fretting fatigue crack formation[J]. *Wear*, 1996, 198(1/2): 93-107.
- [66] FINDLEY W. A theory for the effect of mean stress on fatigue of metals under combined torsion and axial load or bending[J]. *Journal of Engineering for Industry*, 1959, 81(4): 301-305.
- [67] FATEMI A, SOCIE D. A critical plane approach to multiaxial fatigue damage including out-of-phase loading[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1988, 11: 149-65.
- [68] KOUANGA C T, JONES J D, REVILL I, et al. On the estimation of finite lifetime under fretting fatigue loading[J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 112: 138-152.
- [69] RUIZ C, BODDINGTON P, CHEN K C. An investigation of fatigue and fretting in a dovetail joint[J]. *Experimental Mechanics*, 1984, 24(3): 208-217.
- [70] 蒋康河, 鄢林, 陈竞炜, 等. 几何参数对涡轮榫连接微动疲劳寿命的影响: 仿真[J]. *航空动力学报*, 2023, 38(7): 1734-1739.
- JIANG Kanghe, YAN Lin, CHEN Jingwei, et al. Fretting fatigue life of turbine attachment under combined high and low cycle load: numerical simulation[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(7): 1734-1739.
- [71] ARCHARD J F. Contact and rubbing of flat surfaces [J]. *Journal of Applied Physics*, 1953, 24(8): 981-988.
- [72] FOUVRY S, LISKIEWICZ T, KAPSA P, et al. An energy description of wear mechanisms and its applications to oscillating sliding contacts[J]. *Wear*, 2003, 255(1): 287-298.
- [73] BERTHIER Y, VINCENT L, GODET M. Velocity accommodation in fretting[J]. *Wear*, 1988, 125: 25-38.
- [74] ZHANG L, MA S, LIU D, et al. Fretting wear modelling incorporating cyclic ratcheting deformations and the debris evolution for Ti-6Al-4V[J]. *Tribology International*, 2019, 136: 317-331.
- [75] SHI L, WEI D, WANG Y, et al. An investigation of fretting fatigue in a circular arc dovetail assembly [J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 82: 226-237.
- [76] ZHU S, LIU Y, LIU Q, et al. Strain energy gradient-based life prediction of turbine discs using critical distance concept[J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 113: 33-42.
- [77] 嵇大伟. 涡轮盘榫槽结构蠕变-疲劳寿命预测方法研究与验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.
- JI Dawei. Research and validation of creep-fatigue life prediction method for turbine disc mortise[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- [78] 倪卓慧. 钛合金材料的微动疲劳寿命研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2021.
- NI Zhuohui. The study of fretting fatigue life prediction of titanium alloy[D]. Beijing: Beihang University, 2021.
- [79] WANG R Q, CHO C D, NIE J X. Combined fatigue life test and extrapolation of turbine disc mortise at elevated temperature [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2005, 127(4): 863-868.
- [80] 陈光. 航空燃气涡轮发动机结构设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1994.
- CHEN Guang. Structural design of aircraft turbine engine[M]. Beijing: Beihang University Press, 1994.
- [81] 宋兆泓. 航空发动机典型故障分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
- SONG Zhaohong. Typical failure analysis of aircraft engine[M]. Beijing: Beihang University Press, 1993.
- [82] PARIS P C, GOMEZ M P, ANDERSON W E. A rational analytic theory of fatigue[J]. *The Trend in Engineering*, 1961, 13: 9-14.
- [83] WALKER E K. The effect of stress ratio during crack

- propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum[C]//Proceedings of Effects of Environment and Complex Load History on Fatigue Life. [S.l.]: American Society for Testing and Materials International, 1970.
- [84] FORMAN R G, KEARNEY V, ENGLE R. Numerical analysis of crack propagation in cyclic-loaded structures[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1967, 89: 459-463.
- [85] MAJUMDAR S, MORROW J. Correlation between fatigue crack propagation and low cycle fatigue properties[J]. *American Society for Testing and Materials International*, 1974. DOI.10.1520/STP385995.
- [86] TOMKINS B. Fatigue crack propagation-an analysis [J]. *Philosophical Magazine*, 1968, 18: 1041-1066.
- [87] MCCLINTOCK F A. On the plasticity of the growth of fatigue cracks[J]. *Fracture of Solids*, 1963, 20: 65-102.
- [88] SAXENA A, WILLIAMS R S, SHIH T T. A model for representing and predicting the influence of hold time on fatigue crack growth behavior at elevated temperature[J]. *American Society for Testing and Materials Special Technical Publication*, 1981: 86-99.
- [89] BYRNE J, HALL R, GRABOWSKI J. Elevated temperature fatigue crack growth under dwell conditions in Waspaloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 1997, 19(5): 359-367.
- [90] ZHANG Y, HUANG K, LIU H, et al. A concise and novel binomial model for creep-fatigue crack growth behaviors[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 135: 105557.1-105557.12.
- [91] YANG H, BAO R, ZHANG J. An interaction crack growth model for creep-brittle superalloys with high temperature dwell time[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2014, 124-125: 112-120.
- [92] 赵振华, 陈伟, 吴铁鹰. 高低周复合载荷对钛合金疲劳裂纹扩展性能的影响[J]. *机械科学与技术*, 2012, 31(4): 643-647.
ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, WU Tiejing. The effect of combined cycle fatigue load on the fatigue crack propagation of titanium alloy[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2012, 31(4): 643-647.
- [93] HU D, MENG F, LIU H, et al. Experimental investigation of fatigue crack growth behavior of GH2036 under combined high and low cycle fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 85: 1-10.
- [94] KUJAWSKI D. On assumptions associated with ΔK_{eff} and their implications on FCG predictions[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(10/11/12): 1267-1276.
- [95] SEHITOGLU H, SUN W. Modeling of plane strain fatigue crack closure[J]. *Journal of Engineering Materials and Technology*, 1991, 113: 31-40.
- [96] POWELL B E, HAWKYARD M, GRABOWSKI L. The growth of cracks in Ti-6Al-4V plate under combined high and low cycle fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 1997, 19(97): 167-176.
- [97] LIU H, HU D, WANG R, et al. Fatigue crack growth of multiple load path structure under combined fatigue loading: Part II—Experiment study[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. [S.l.]: American Society of Mechanical Engineers, 2014.
- [98] LIU Y, LU Z, XU J. A simple analytical crack tip opening displacement approximation under random variable loadings[J]. *International Journal of Fracture*, 2012, 173(2): 189-201.
- [99] HU D, YANG Q, LIU H, et al. Crack closure effect and crack growth behavior in GH2036 superalloy plates under combined high and low cycle fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 2017, 95: 90-103.
- [100] HU D, YAN L, GAO Y, et al. Crack growth behavior of full-scale turbine attachment under combined high and low cycle fatigue[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2019, 141(9): 091002.
- [101] BUECKNER H F. A novel principle for the computation of stress intensity factors[J]. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*. 1970, 50(10): 529-546.
- [102] RICE J. Some remarks on elastic crack-tip stress field [J]. *International Journal of Solids and Structures*, 1972, 8(6): 751-758.
- [103] KICIAK A, GLINKA G, EMAN M. Weight functions and stress intensity factors for corner quarter-elliptical crack in finite thickness plate subjected to in-plane loading[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1998, 60(2): 221-238.
- [104] 王宁晨, 胡殿印, 刘茜, 等. 基于 Wiener 过程的涡轮盘榫槽裂纹扩展可靠性分析[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(11): 2440-2447.
WANG Ningchen, HU Dianyin, LIU Xi, et al. Reliability analysis of crack growth in turbine disk mortise based on Wiener process[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(11): 2440-2447.
- [105] 王宁晨. 涡轮盘榫槽结构疲劳裂纹扩展寿命预测及可靠性分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2023.
WANG Ningchen. Crack growth life prediction and reliability analysis of turbine disk's mortise[D]. Beijing: Beihang University, 2023.
- [106] 刘廷毅, 耿瑞, 张峻峰. 发动机轮盘低循环疲劳寿命试验模拟件设计[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(1): 32-36.

- LIU Tingyi, GENG Rui, ZHANG Junfeng. Design of simulated specimen for low-cycle fatigue of turbine engine disk[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(1): 32-36.
- [107] 陆山, 王春光, 陈军. 任意最大应力梯度路径轮盘模拟件设计方法[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(9): 2000-2005.
- LU Shan, WANG Chunguang, CHEN Jun. Design method of imitation specimen for engine disk with any maximum stress gradient path[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(9): 2000-2005.
- [108] 杨兴宇, 董立伟, 耿中行, 等. 某压气机轮盘榫槽低循环疲劳模拟件设计与试验[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(10): 1829-1834.
- YANG Xingyu, DONG Liwei, GENG Zhongxing, et al. Design and experimentation of simulation specimen for aeroengine compressor disk slot used in low cycle fatigue test[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(10): 1829-1834.
- [109] 鄢林, 胡殿印, 田腾跃, 等. 榫连接结构微动疲劳模拟件设计及试验[EB/OL]. (2022-10-18). <http://Rns.cnki.net/Kcms/detail/11.2297.V.20221018.1741.005.html>.
- YAN Lin, HU Dianyin, TIAN Tengyue, et al. Design and experiment of simulated specimen for fretting fatigue of turbine attachment [EB/OL]. (2022-10-18). <http://Rns.cnki.net/Kcms/detail/11.2297.V.20221018.1741.005.html>.
- [110] 赵淼东, 胡殿印, 毛建兴, 等. 轮盘低周疲劳模拟件设计及试验研究[J]. *航空学报*, 2023. DOI: 10.7527/S100-6893.2023.28320.
- ZHAO Miaodong, HU Dianyin, MAO Jianxing, et al. Simulating specimen for low cycle fatigue of aeroengine's disc: Design and experiment[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023. DOI: 10.7527/S100-6893.2023.28320.
- [111] QU Z, LIU K, WANG B, et al. Fretting fatigue experiment and finite element analysis for dovetail specimen at high temperature[J]. *Applied Sciences*, 2021, 11(21): 9913.
- [112] POWELL B, DUGGAN T. Crack growth in Ti-6Al-4V under the conjoint action of high and low cycle fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 1987, 9(4): 195-202.
- [113] CROSS C. Multiaxial testing of gas turbine engine blades[C]//*Proceedings of the 36th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. [S.l.]: AIAA, 2000: 102514.
- [114] WESER S, GAMPE U, RADDATZ M, et al. Advanced experimental and analytical investigations on combined cycle fatigue (CCF) of conventional cast and single-crystal gas turbine blades[J]. *Structures & Dynamics*, 2011, 54662: 19-28.
- [115] YE L, SHEN Z, TONG L, et al. Optical properties of sapphire fiber under high temperature[C]//*Proceedings of SPIE*. [S.l.]: SPIE, 2002: 161-166.
- [116] 胡殿印, 赵炎, 毛建兴, 等. 一种适用于高温环境的结构损伤监测系统和方法: 中国, CN115326717A [P]. 2022-11-11.
- HU Dianyin, ZHAO Yan, MAO Jianxing, et al. A structural damage monitoring system and method for high temperature environment: China, CN115326717A [P]. 2022-11-11.
- [117] ZHAO Y, HU D, ZHANG M, et al. In situ measurements for plastic zone ahead of crack tip and continuous strain variation under cyclic loading using digital image correlation method[J]. *Metals*, 2020, 10(2): 103390.
- [118] ZHAO Y, HU D, LIU Q, et al. High resolution and real-time measurement of 2D fatigue crack propagation using an advanced digital image correlation[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2022, 268: 108457.
- [119] 胡殿印, 赵炎, 毛建兴, 等. 一种基于结构表面位移场的疲劳裂纹扩展实时监测方法: 中国, CN113865487B [P]. 2022-11-25.
- HU Dianyin, ZHAO Yan, MAO Jianxing, et al. A real-time monitoring method of fatigue crack propagation based on structural surface displacement field: China, CN113865487B [P]. 2022-11-25.

(编辑:夏道家)