

文章编号: 1000-8055(2022)05-0946-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210019

涡轮叶片耦合疲劳寿命预测与试验验证

由 于, 徐 健, 燕 群, 张 伟, 郭定文, 黄太誉
(中国飞机强度研究所 航空声学与振动航空科技重点实验室, 西安 710065)

摘 要: 为了解决涡轮转子叶片在温度、离心力和气动/噪声联合载荷作用下的疲劳强度问题, 开展了高低周复合载荷谱分解方法和基于高低周载荷的全时域蠕变损伤累积模型研究, 提出了同时考虑蠕变损伤、低周疲劳损伤和高周疲劳损伤的耦合疲劳寿命预测方法。同时, 通过正交载荷解耦和耦合载荷协调加载控制等关键技术的应用, 开发了高温环境下的高低周复合疲劳试验平台。最终, 基于设计的涡轮叶片模拟件, 完成了耦合疲劳寿命预测和试验验证。结果表明: 模拟试件的耦合疲劳寿命试验结果分散系数为 1.01, 耦合疲劳寿命的预测结果与试验结果偏差小于 24%, 从而验证了疲劳寿命预测模型的正确性, 为我国航空发动机热端部件的疲劳强度设计和验证提供了有效的技术途径。

关 键 词: 涡轮转子叶片; 高低周复合载荷; 蠕变损伤累积; 耦合疲劳寿命; 正交载荷解耦; 协调加载控制

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Combined fatigue life prediction and experiment verification for turbine blade

YOU Yu, XU Jian, YAN Qun, ZHANG Wei,
GUO Dingwen, HUANG Taiyu

(Laboratory of Aeronautical Acoustics and Vibration,
Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to solve the fatigue strength problems of turbine rotor blade under the combined loads of temperature, centrifugal force and aerodynamic/acoustic, the decomposition method of a high-low cycle complex load spectrum and the full-time domain creep damage cumulative model based on the high-low cycle complex load were investigated. The combined fatigue life prediction method considering simultaneously the fatigue damage of creep, low cycle and high cycle was proposed. Meanwhile, the high-low cycle complex fatigue experiment platform was developed through application of the critical technologies, such as orthogonal loads decoupling and coordinated loading control of the complex load. Finally, taking a simulation specimen of a turbine blade as the research object, the combined fatigue life prediction and experiment verification were accomplished. Results showed that the scatter factor of experiment result of combined fatigue life was 1.01, and the deviation between the prediction result and the experiment result was less than 24%. The validity of fatigue life prediction model was verified, providing an effective technical approach to fatigue strength design and validation for aero-engine hot-end components.

收稿日期: 2021-01-14

作者简介: 由于(1989-), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机强度分析与试验研究。E-mail: youyulord@163.com

引用格式: 由于, 徐健, 燕群, 等. 涡轮叶片耦合疲劳寿命预测与试验验证[J]. 航空动力学报, 2022, 37(5): 946-953. YOU Yu, XU Jian, YAN Qun, et al. Combined fatigue life prediction and experiment verification for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(5): 946-953.

Key words: turbine rotor blade; high-low cycle complex load; creep damage cumulative; combined fatigue life; orthogonal loads decoupling; coordinated loading control

涡轮转子叶片作为航空发动机关键限寿件,长期工作在高温、高压和高转速的复杂环境下,存在由温度载荷、离心载荷和气动/噪声载荷引起的蠕变疲劳、低周疲劳和高周疲劳。特别是随着航空发动机对高推重比、高可靠性、低油耗和长寿命的要求不断提高,必须要解决由于更高的转速和更高的燃烧室出口温度引起的涡轮转子叶片耦合疲劳强度问题。

大量的失效分析结果表明,在离心载荷基础上叠加振动载荷往往会导致转子叶片产生高低周复合疲劳损伤^[1-2]。据Cowles^[3]对普惠公司军用发动机典型零部件失效模式统计,和疲劳相关的失效占有所有失效模式的49%。而转子叶片的复合疲劳故障占发动机总故障的40%^[4],足以说明复合疲劳在航空发动机转子叶片失效中所占比重。特别地,对于涡轮转子叶片,由于高机械载荷和高温度载荷同时作用,极易产生蠕变-疲劳耦合失效^[5-8]。进而直接影响飞行安全和发动机的使用寿命。因此,必要高度重视涡轮转子叶片的高温高低周复合疲劳强度研究。近年来,国内外学者在涡轮叶片高低周复合疲劳强度以及蠕变-疲劳强度方面开展了大量的研究工作。

对于高低周复合疲劳寿命预测,主要通过三种预测模型:一是基于应力-寿命(S-N)曲线或Manson-Coffin方程以及其衍生的单轴疲劳寿命模型并采取Miner线性累积理论建立高低周疲劳损伤累积方法^[9-10];二是基于非线性疲劳损伤累积理论开展复合疲劳寿命预测^[11-12];三是基于Manson-Coffin方程修正的多轴疲劳寿命分析模型建立涡轮叶片高低周复合疲劳寿命预测方法^[13]。Hou等^[10]基于晶体滑移理论/弹性分析的幂指数函数寿命模型预测低周/高周疲劳寿命,并采取Miner线性理论建立单晶涡轮叶片高低周复合疲劳寿命预测模型。Han等^[12]基于损伤力学模型提出了一种涡轮叶片高低周复合疲劳寿命预测模型,具备较高的复合疲劳寿命预测精度(小于2倍分散带)。彭立强等^[13]对Manson-coffin多轴疲劳预测方程和SWT(Smith-Waston-Topper)公式进行修正后,建立了涡轮叶片额多轴疲劳预测方法,以计算涡轮叶片高温变幅非比例加载下疲劳损

伤,并通过算例和实际破坏验证了模型的合理性和可行性。

在涡轮叶片蠕变-疲劳强度研究方面,主要综合了Miner与Robinson累积损伤规律,将与时间无关的疲劳损伤和与时间相关的蠕变损伤线性叠加来建立蠕变-疲劳寿命预测方法^[5-8]。高靖云等^[6]结合损伤雨流计数法及Morrow方程计算疲劳损伤,基于Robinson法则计算蠕变损伤,并采取分段损伤线性累积方法获得单晶涡轮叶片蠕变疲劳寿命。Rogge等^[7]建立了基于Palmgren-Miner疲劳损伤和基于Robinson蠕变损伤的线性累积的涡轮叶片蠕变-疲劳半解析方法。李骏等^[8]利用经典寿命预测方法(基于Larson-Miller方程和Manson-coffin方程)获得了涡轮转子结构的蠕变持久寿命和低循环寿命。

在涡轮叶片高温复合疲劳试验技术研究方面,北京航空航天大学^[9,12,14-15]基于疲劳试验机和电磁激振器实现涡轮叶片离心载荷和振动载荷的模拟,利用电磁感应加热方式进行考核部位温度载荷的施加。在此基础上,对危险部位(叶根截面和榫头榫齿截面)开展高温环境下高低周复合疲劳试验技术和疲劳寿命预测方法研究。国外,除Weser等^[4]和Thiele等^[16]在PREMECCY(Predictive methods for the combined cycle fatigue in gas turbines)计划中基于燃气加热装置、拉伸疲劳试验机和激振器开展了叶片模拟件在高温气流环境下高低周复合疲劳试验技术研究之外,鲜有涡轮叶片高温高低周复合疲劳试验技术的公开报道。

综上所述,现有的涡轮转子叶片耦合疲劳寿命研究主要围绕高低周复合疲劳和蠕变-疲劳等耦合载荷。而对于同时考虑由温度载荷、离心载荷和气动/噪声载荷耦合作用引起的蠕变损伤、低周疲劳损伤和高周疲劳损伤等三场耦合疲劳寿命研究和评估验证,则相对较少。

本文重点开展了涡轮转子叶片在联合载荷环境中疲劳寿命预测方法和试验验证技术研究,通过建立高低周载荷谱分解方法和基于微积分的全时域蠕变损伤累积模型形成了同时考虑蠕变损伤、低周疲劳损伤、高周疲劳损伤和高低周耦合损伤的疲劳寿命预测方法。基于正交载荷解耦技术

和联合载荷协调加载控制技术开发了涡轮叶片高温环境下的联合试验平台。然后,基于设计的涡轮转子叶片典型结构模拟件,开展了耦合疲劳寿命预测和试验考核验证。具体研究思路如图 1 所示。

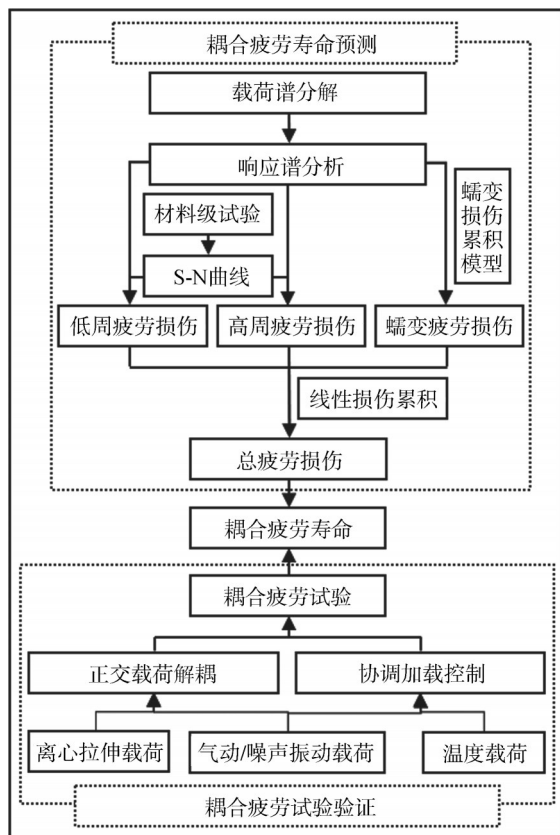


图 1 研究技术路线图

Fig.1 Research technology roadmap

1 耦合疲劳寿命预测方法

涡轮转子叶片在工作环境中存在由于温度和机械载荷导致的蠕变损伤、离心载荷引起的低周疲劳损伤以及气动/噪声振动载荷引起的叶片一阶弯曲高周疲劳损伤。因此,必须基于叶片所受到的耦合损伤开展其疲劳寿命预测。本文采取 Miner 线性累积损伤理论,首先,对离心载荷和气动/噪声振动载荷开展高低周联合载荷谱分解;然后,利用不同应力比和叶片危险区域相同应力集中系数的材料疲劳寿命数据分别计算纯低周疲劳损伤和纯高周疲劳损伤,并利用修正的线性损伤累积模型,建立考虑耦合作用的高低周损伤;其次,基于当前温度和机械载荷谱,采取微积分思想建立全时域内的蠕变损伤累积模型。最后,基于 Miner 线性累积损伤理论,获得总损伤。从而得

到叶片的疲劳寿命。

1.1 高低周复合疲劳损伤分析

基于名义应力法,假设“同等名义应力、同等应力集中系数、同等应力比,则同寿命”,利用相同应力集中系数缺口圆棒的疲劳寿命数据,即 S-N 曲线,获得涡轮叶片当前危险截面名义应力水平和应力比下的高周/低周疲劳损伤。然后,采取 Miner 线性累积损伤理论,并考虑高低周耦合损伤的影响,获得发动机 1 次起停过程中由离心力和气动力/噪声所造成的涡轮叶片高低周复合疲劳损伤为(假设高周疲劳为等幅载荷)^[9]

$$D_{hl} = \frac{n}{N_h} + \frac{1}{N_l} + \frac{1}{(n+1)\lg(N_h)^\alpha} \quad (1)$$

式中 n 为 1 次起停过程中所经历的高周循环次数, N_l 为低周循环载荷对应的低周疲劳寿命, N_h 为高周循环载荷对应的高周疲劳寿命, α 为高周应力幅值与低周应力幅值之比。

因此,高低周复合疲劳寿命预估的关键在于如何将高低周复合疲劳载荷谱转化为独立的高周疲劳载荷谱和低周疲劳载荷谱,即高低周载荷谱的分解。如图 2 所示为涡轮叶片典型的高低周复合疲劳载荷谱。本文将基于线性损伤累积原理,采取图 3 所示的高低周复合疲劳载荷谱分解方法^[17],将复合疲劳载荷谱波形(图 3(a))分解为三角波低周载荷谱(图 3(b))和在某一平均应力下的高周载荷谱(图 3(c))。因此,由图 2 和图 3 可得分解之后的低周/高周载荷谱最大名义应力和应力比分别为

$$\sigma_{l-amp} = \sigma_{h-amp} = \sigma_{mean} + \sigma_h \quad (2)$$

$$R_{l-ratio} = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{l-amp}} \quad (3)$$

$$R_{h-ratio} = \frac{\sigma_{mean} - \sigma_h}{\sigma_{h-amp}} \quad (4)$$

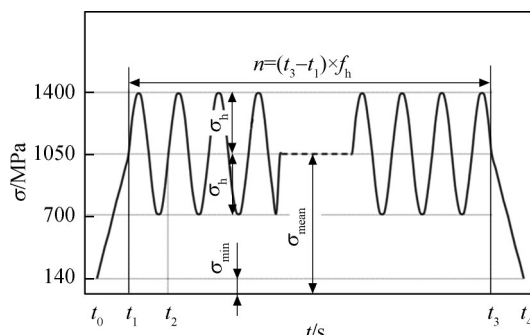


图 2 典型的高低周复合疲劳载荷谱

Fig.2 Typical load spectrum of high-low cycle complex fatigue

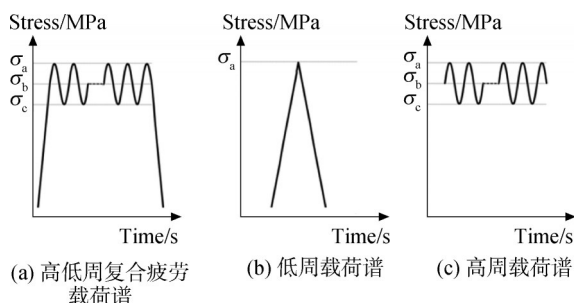


图3 高低周复合疲劳载荷谱分解图

Fig.3 Load decomposition diagram of high-low cycle complex fatigue

式中 σ_{l-ramp} 和 σ_{h-ramp} 分别为低周和高周载荷谱最大名义应力; $R_{l-ratio}$ 和 $R_{h-ratio}$ 分别为低周和高周载荷应力比。

对分解之后的低周三角波以及在某一平均应力水平下高周波块分别进行损伤分析, 并采取式(1)Miner线性损伤累积计算总损伤。

1.2 蠕变损伤分析

对于涡轮转子叶片, 不同于传统恒幅机械载荷下的蠕变疲劳, 其在高温环境下同时承载离心力引起的低周载荷和气动/噪声引起的高周载荷。因此, 本文提出了基于高低周复合载荷的全时域蠕变损伤累积模型。即, 在 Δt 时间内, 取当前温度和载荷对应的蠕变断裂时间作为蠕变持久寿命, 并在1次起停过程中进行蠕变损伤累积。

如图2所示, 建立涡轮叶片在时域下高低周复合疲劳载荷函数

$$\begin{cases} \sigma_1 = f_1(t) & t \in [t_0, t_1] \\ \sigma_2 = \sigma_{mean} + \sigma_h \sin(2\pi f_h t) & t \in [t_1, t_3] \\ \sigma_3 = f_3(t) & t \in [t_3, t_4] \end{cases} \quad (5)$$

结合当前温度下材料蠕变持久寿命方程, 发动机1次起停过程引起的蠕变损伤可表示为

$$D_c = \int_{t_0}^{t_1} \frac{1}{t_{c1}} dt + n \int_{t_1}^{t_2} \frac{1}{t_{c2}} dt + \int_{t_3}^{t_4} \frac{1}{t_{c3}} dt \quad (6)$$

式中 t_{c1} 和 t_{c3} 分别为发动机1次起停中启动和停止过程对应的蠕变持久寿命; t_{c2} 为1次高周循环过程中的蠕变持久寿命。

1.3 耦合疲劳寿命预测模型

综上所述, 将发动机1次起停过程中的耦合疲劳损伤 D_{cef} 分解为与时间无关的高低周复合疲劳损伤 D_{hl} 和与时间相关的蠕变损伤 D_c 。因此, 本文中基于线性损伤累积理论获得叶片耦合疲劳损伤。

$$D_{cef} = D_{hl} + D_c = \frac{n}{N_h} + \frac{1}{N_l} + \frac{1}{(n+1) \lg(N_h)^a} + \int_{t_0}^{t_1} \frac{1}{t_{c1}} dt + n \int_{t_1}^{t_2} \frac{1}{t_{c2}} dt + \int_{t_3}^{t_4} \frac{1}{t_{c3}} dt \quad (7)$$

假设叶片发生失效时的耦合疲劳损伤为1, 则其耦合疲劳寿命(总循环数)为

$$N_{cef} = \frac{n+1}{D_{cef}} \quad (8)$$

当前先进航空发动机燃烧室出口燃气温度高达1800℃, 由于高压涡轮一级转子叶片表面采取气模孔和热障涂层进行冷却/隔热, 并考虑叶片所用高温合金材料的高温疲劳性能, 动叶片表面高温区位于叶身1/3至2/3叶高处, 温度可达1100~1200℃。基于稳态热传导分析, 可知叶根处的温度大约为600℃。因此, 本文将重点考虑发动机高压涡轮一级转子叶片(GH4133B)的叶根部位在600℃高温环境下的耦合疲劳特性。

2 疲劳试验数据

利用24个缺口圆棒开展GH4133B材料600℃高温环境不同应力比的疲劳试验, 为开展涡轮叶片耦合疲劳寿命预估提供数据。缺口圆棒尺寸见图4。缺口处的应力集中系数为2。基于疲劳拉伸试验机和电磁感应加热器实现拉伸载荷和温度载荷的模拟(见图5)。最终, 获得GH4133B缺口圆棒在应力比分别为-1和0.1时的中值S-N曲线公式, 见式(9)和式(10)所示。

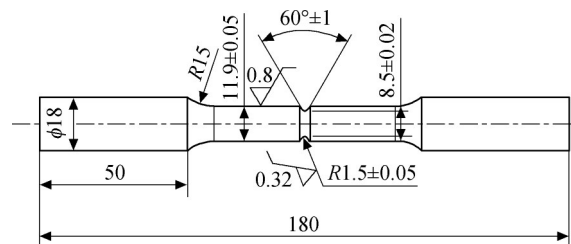


图4 GH4133缺口圆棒(单位:mm)

Fig.4 Notch bar of GH4133B (unit:mm)

$$\lg \sigma_{max} = -0.145 \lg N + 3.291 R^2 = 0.961 \quad (9)$$

$$\lg \sigma_{max} = -0.109 \lg N + 3.390 R^2 = 0.929 \quad (10)$$

式中 σ_{max} 为最大截面名义应力; N 为中值疲劳寿命; R 为拟合残差。

通过GH4133B缺口圆棒疲劳试验数据(S-N曲线)基于名义应力法可推算涡轮叶片低周或高周疲劳寿命。但因缺口圆棒疲劳试验过程中峰值载荷未保载, 未能有效考虑蠕变损伤的作用。因

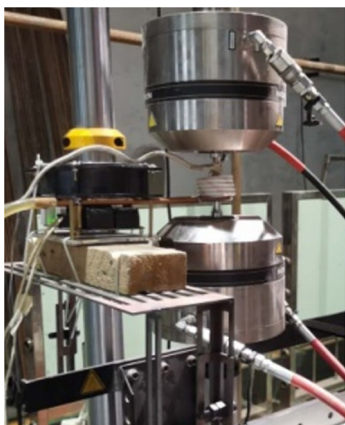


图5 GH4133缺口圆棒疲劳试验

Fig.5 Fatigue experiment of notch bar of GH4133B

此,涡轮叶片在工作环境中需要基于材料蠕变持久方程分析由于低周载荷保载叠加高周载荷循环导致的蠕变损伤。

3 耦合疲劳寿命预估

由于真实涡轮叶片难以加工且不易获取。因此,基于设计的涡轮叶片模拟试件,开展耦合疲劳寿命预测和试验验证。涡轮叶片模拟试件设计依据如下:①与某型发动机高压涡轮一级转子叶片材料一致(材料为GH4133B);②模拟件应设计应力集中区域,应力集中系数与某型发动机高压涡轮一级转子叶片叶根危险截面保持一致(应力集中系数为2);③保证模拟试件在拉伸载荷作用时一阶弯曲振型的最危险点位于应力集中处。因此,设计涡轮叶片模拟试件结构如图6所示。模拟试件左侧销钉孔承载离心拉伸载荷时孔边存在应力集中,因此,销钉孔边区域进行加厚处理。

涡轮叶片模拟试件载荷设计说明:①模拟试件在拉伸载荷作用下应保证缺口截面名义应力与某型发动机高压涡轮一级转子叶片叶根危险截面在工作转速时的名义应力一致;②由于发动机工作过程中气动/噪声载荷难以测试。因此,本文假设气动/噪声作用引起的振动高周载荷应力比为0.5,并基于此确定气动/噪声振动载荷。因此,模拟试件载荷谱如图2所示。其中:

1) 低周离心拉伸载荷峰值为21 kN;

$$\begin{cases} \sigma_1 = 2.73 \times 10^5 t + 70 & t \in [0, 6/3600] \\ \sigma_2 = 525 + 175 \sin(2.88 \times 10^5 \pi t - 480\pi) & t \in [6/3600, 26/3600] \\ \sigma_3 = -5.46 \times 10^5 t + 4468.33 & t \in [26/3600, 29/3600] \end{cases} \quad (14)$$

由中国航空材料手册第2卷^[18]可得,600℃时,GH4133B蠕变持久方程为

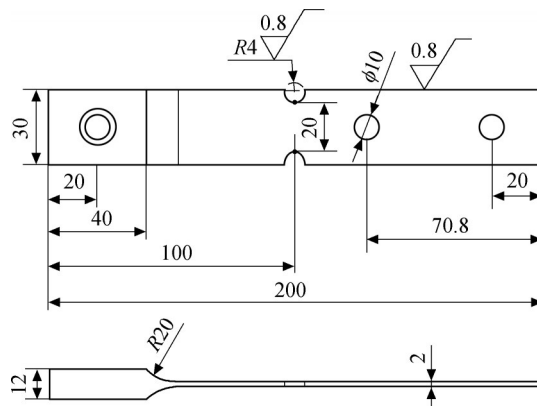


图6 涡轮叶片模拟试件(单位:mm)

Fig.6 Simulated specimen of turbine blade (unit:mm)

2) 高周气动/噪声振动载荷幅值为350 MPa(缺口处最大等效应力);

3) 高周气动/噪声载荷加载频率 f_h 为40 Hz;

4) 发动机1次起停过程中所经历的高周循环时长($t_3 - t_1$)为20 s;

5) 发动机启动时长($t_1 - t_0$)为6 s;

6) 发动机停车时长($t_4 - t_3$)为3 s。

3.1 高低周复合疲劳损伤预估

由模拟试件载荷谱和高低周载荷谱分解方法可知,模拟试件低周离心拉伸载荷应力比为0.1,高周气动/噪声振动载荷应力比为0.5。基于名义应力法和GH4133B材料疲劳试验数据进行高低周复合疲劳损伤分析。高周疲劳损伤分析采取Goodman直线模型对对称循环疲劳数据进行平均应力修正。因此,分别得到低周疲劳损伤和高周疲劳损伤如下:

$$D_l = \frac{1}{N_l} = \frac{1}{10^{(3.39 - \lg 700)/0.109}} = 1.002 \times 10^{-5} \quad (11)$$

$$D_h = \frac{n}{N_h} = \frac{800}{10^{[3.291 - \lg(700 \times (1 - 525/1031))]/0.145}} = 4.967 \times 10^{-3} \quad (12)$$

由式(1)推算高低周复合疲劳损伤为

$$D_{hl} = 1.002 \times 10^{-5} + 4.967 \times 10^{-3} + 8.631 \times 10^{-4} = 5.84 \times 10^{-3} \quad (13)$$

3.2 蠕变损伤预估

基于分析载荷谱建立高低周复合疲劳载荷/应力关于时间的函数

$$\lg t_c = 325.3 - 484.7 \lg \sigma + 277.7 \lg^2 \sigma - 34.0 \lg^3 \sigma \quad (15)$$

由式(6)和式(15)可获得发动机1次起停过程中的蠕变损伤为 4.68×10^{-9} 。

3.3 耦合疲劳寿命预估

根据式(7)和式(8),可知耦合疲劳寿命(总循环数)为

$$N_{\text{cef}} = \frac{801}{5.84 \times 10^{-3} + 4.68 \times 10^{-9}} = 137\,158 \quad (16)$$

综上所述,在当前耦合疲劳载荷谱作用下,模拟件经过137 158次总循环(即171次低周循环和136 987次高周循环)之后将发生疲劳断裂。由于在750℃以下时,GH4133B结构对缺口敏感性较差,导致材料级试件在600℃时蠕变损伤不明显。疲劳损伤主要由高周疲劳导致。因此,在涡轮转子叶片结构设计阶段,有必要开展叶片在联合载荷作用环境下的耦合疲劳寿命分析,甄别引起结构疲劳破坏的主要损伤源,并开展载荷和结构优化设计。

4 耦合疲劳寿命验证

为开展涡轮叶片模拟试件在高温、离心力和气动/噪声联合载荷作用下的耦合疲劳试验验证,需开展多场耦合疲劳试验技术研究,并建立相应的试验平台。因此,本文主要通过基于节线处的离心载荷加载思想突破正交载荷解耦,利用信号触发方式解决联合载荷协调加载控制等技术难点^[19]。最终,基于液压作动装置和电磁振动系统实现离心拉伸载荷和气动/噪声振动载荷的模拟,使用电磁感应加热方式进行模拟试件考核区域温度载荷加载。

离心拉伸载荷加载方式如图7所示。载荷的传递路径依次为:模拟试件-销钉-U型夹具-圆柱滚子轴承-Y型夹具。气动/噪声振动载荷加载方案如图8所示。其传力路径为:模拟试件-U型夹具-螺栓-球铰轴承-直线导轨-台面连接板-振动台。其中,主要通过圆柱滚子轴承解决了离心拉伸载荷和振动载荷的正交耦合问题,利用直线导轨和球铰轴承避免了在模拟试件在大变形时振动台所承受过大的非预期倾覆力矩。通过加热线圈对模拟试件考核区域(50 mm)进行温度载荷加载。由分析可知,模拟试件在一阶弯曲模态时节线位于模拟试件与约束夹板接触边缘处。为了保证试验载荷加载正确性,在疲劳试验方案设计时,应保证两个圆柱滚子轴承重心的连线与叶片模拟试件节线重合。

离心拉伸载荷由力传感器和液压控制系统实现闭环控制。气动/噪声振动载荷由位移传感器和

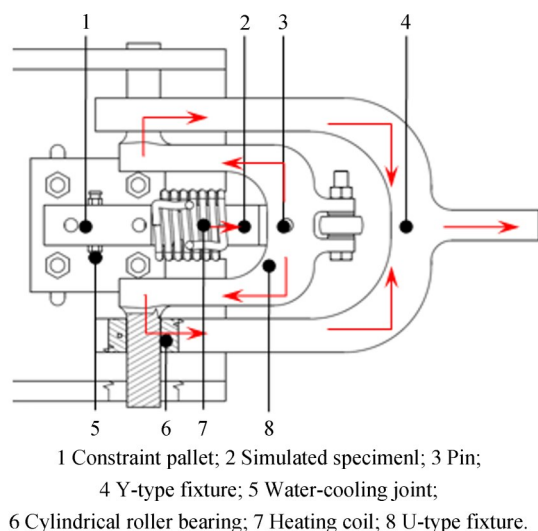


图7 离心拉伸载荷加载方案

Fig.7 Loading scheme of centrifugal tensile load

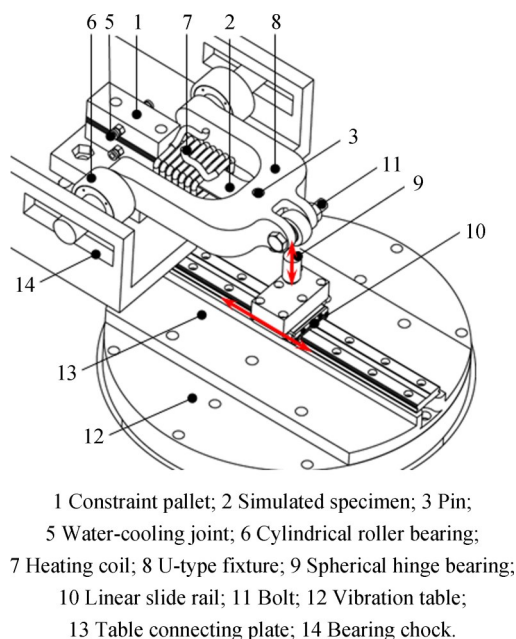


图8 振动载荷加载方案

Fig.8 Loading scheme of vibration load

振动控制仪进行闭环控制。因此,为了保证高低周复合载荷加载的同步性,文献[19]提出了基于外部信号触发方式解决两套独立控制系统协调控制。即:在振动控制仪和液压控制系统之间连接高低电平触发装置,利用振动载荷加载时振动控制仪输出的触发电压信号使得触发器闭合,从而接通液压控制系统,同步实现离心拉伸载荷的加载。

在耦合疲劳试验技术的研究基础上,研制了涡轮叶片模拟试件多场耦合疲劳试验平台(见图9)。

为了便于振动试验载荷控制,基于有限元数值仿真获得一阶弯曲模态下模拟试件缺口最大等

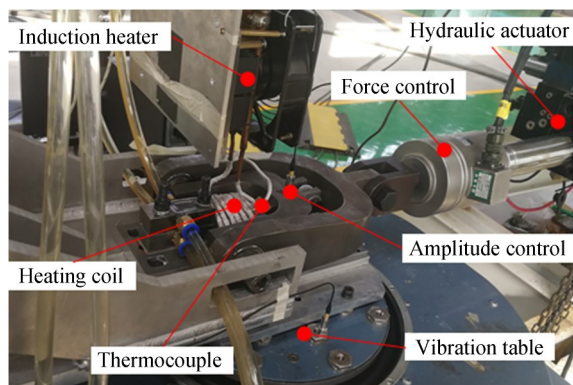


图9 耦合疲劳试验平台

Fig.9 Combined fatigue experimental platform

效应力与前端控制点(图9中振幅控制点)的振幅关系,见式(17)。

$$\sigma_{\max-mises} = 74.23 \times A \quad (17)$$

式中 $\sigma_{\max-mises}$ 为模拟试件缺口处最大等效应力, A 为模拟试件前端振动载荷控制点的振幅。

试验过程中,将振动载荷控制参量由缺口处的振动应力转换为模拟试件前端控制点的振幅。因此,采取单频下的振幅闭环控制实现振动载荷的模拟和加载。同时,根据模拟试件截面尺寸,使用力传感器将截面名义应力换算为集中拉伸载荷进行离心载荷的闭环控制。多场耦合疲劳试验载荷见表1。

表1 试验载荷

Table 1 Experimental load

载荷	参数	数值
低周拉伸	峰值/kN	21
	应力比	0.1
	加载时间/s	6
	卸载时间/s	3
高周振动	振幅/mm	4.72
	应力比	0.5
	加载频率/Hz	40
	加载时间/s	20

综上所述,基于设计的涡轮叶片模拟试件,利用图9所示的多场耦合疲劳试验平台,并采取图2和表1所示的试验载荷,开展了模拟试件在联合载荷作用下的耦合疲劳寿命考核验证试验。最终,完成了两件 GH4133B 涡轮叶片模拟试件在 600 °C 高温条件下高低周复合疲劳寿命验证试验。

模拟试件破坏状态如图10所示,两件均在缺

口处发生疲劳断裂。耦合疲劳寿命试验结果和预测结果对比情况如表2所示。

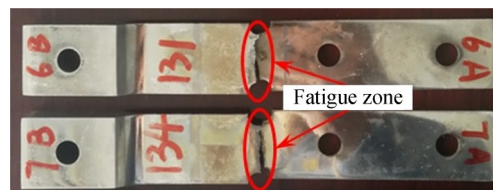


图10 模拟试件疲劳失效

Fig.10 Fatigue failure of simulated specimen

表2 耦合疲劳寿命预测与试验结果分析

Table 2 Result analysis of prediction and experiment of complex cycle fatigue life

编号	耦合疲劳寿命(总循环数)		偏差/%
	试验结果	预测结果	
1	104 931	137 158	23.5
2	107 334		21.7

基于疲劳寿命分散系数 L_f 开展耦合疲劳寿命试验结果评价。其定义如下:

$$L_f = \frac{N_{50}}{N_p} \quad (18)$$

式中 N_{50} 为试验中值疲劳寿命; N_p 为试验安全寿命。

由表2和式(18)可知,两件模拟试件的耦合疲劳寿命试验结果分散系数为1.01。由此可见,基于开发的试验平台开展的多场耦合疲劳试验具备较好的一致性。同时,通过建立的涡轮叶片耦合疲劳寿命分析模型得到的叶片模拟件疲劳寿命预测结果与试验结果偏差小于24%,从而验证了建立的航空发动机涡轮转子叶片联合载荷环境下的疲劳寿命预测方法具有较高的预测精度,进一步推动了航空发动机关键限寿件耦合疲劳寿命评估方法的发展,为我国航空发动机热端部件的耦合疲劳强度设计和验证提供了有效的技术途径。

5 结 论

本文通过涡轮叶片模拟件开展了高温环境下高低周耦合疲劳寿命预测和试验考核验证。得到结论如下:

1) 创建了考虑高低周复合疲劳载荷的全时域蠕变损伤累积模型,大幅提升了蠕变寿命的预测精度;

2) 建立了同时考虑低周疲劳损伤、高周疲劳损伤、高低周耦合疲劳损伤和蠕变损伤的多场耦

合疲劳寿命预测方法,能够较好地进行涡轮转子叶片疲劳寿命预测;

3) 开发了同时满足温度载荷、离心拉伸载荷和气动/噪声振动载荷模拟的涡轮叶片多场耦合疲劳试验平台,并完成了涡轮转子叶片模拟件的疲劳寿命试验验证,试验结果分散系数为1.01,具备较好的一致性;

4) 通过涡轮转子叶片模拟件多场耦合疲劳试验,验证了疲劳寿命预测结果与试验结果偏差小于24%,具备较高的预测精度。为工作在复杂严酷环境下的航空发动机限寿件疲劳寿命提供了有效的预测方法和验证手段。

后续将考虑蠕变-疲劳耦合作用的真实涡轮叶片在高温环境下高低周复合疲劳寿命预测模型的研究和验证。

参考文献:

- [1] 陶春虎,钟培道,王仁智,等.航空发动机转动部件的失效与预防[M].北京:国防工业出版社,2008.
- [2] 王红,左华付,何训,等.某型航空发动机第三级涡轮叶片失效分析[J].失效分析与预防,2007,2(1):24-28.
WANG Hong, ZUO Huafu, HE Xun, et al. Failure analysis of 3rd turbine blade of aero-engines[J]. Failure Analysis and Prevention, 2007, 2(1):24-28. (in Chinese)
- [3] COWLES B A. High cycle fatigue in aircraft gas turbines-an industry perspective[J]. International Journal of fracture, 1996, 80(2):147-163.
- [4] 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[R]. ASME Paper GT2011-45171, 2011.
- [5] 陈立杰,冶铁强,谢里阳. 涡轮叶片蠕变-疲劳交互作用下寿命预测方法综述[J]. 航空制造技术, 2004, 47(12):61-64, 84.
CHEN Lijie, YE Tieqiang, XIE Liyang. Overview on life prediction methods of turbine blade for creep/fatigue interaction[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2004, 47(12):61-64, 84. (in Chinese)
- [6] 高靖云,张成成,侯乃先,等. 考虑应力松弛的单晶涡轮叶片蠕变疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3):539-547.
GAO Jingyun, ZHANG Chengcheng, HOU Naixian, et al. Creep-fatigue life prediction of single crystal turbine blade with the influence of stress relaxation[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3):539-547. (in Chinese)
- [7] ROGGE T, BERGER R, POHLE L, et al. Efficient structural analysis of gas turbine blades[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2016, 90(9):1305-1316.
- [8] 李骏,宋友辉,刘汉斌,等. 涡轮叶片-榫头-轮盘的蠕变与低循环疲劳寿命预测[J]. 推进技术, 2015, 36(11):1699-1704.
LI Jun, SONG Youhui, LIU Hanbin, et al. Creep and low cycle fatigue life prediction for turbine blade-tenon-disk structure[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(11):1699-1704. (in Chinese)
- [9] ZHU Shunpeng, YUE Peng, YU Zhengyong. A combined high and low cycle fatigue model for life prediction of turbine blades[J]. Materials, 2017, 10(7):698-712.
- [10] HOU N X, WEN Z X, YU Q M, et al. Application of a combined high and low cycle fatigue life model on life prediction of SC blade[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(4):616-619.
- [11] ZHENG X, ENGLER-PINTO Jr. C C, 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(10):792-801.
- [12] HAN Lei, HUANG Dawei, YAN Xiaojun, 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(5):120-130.
- [13] 彭立强,王健. 涡轮叶片高温多轴低周疲劳/蠕变寿命研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7):1549-1555.
PENG Liqiang, WANG Jian. Research on low cycle-multi-axial fatigue-creep life prediction at high temperature for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7):1549-1555. (in Chinese)
- [14] HU Dianyin, WANG Rongqiao. Combined fatigue experiments on full scale turbine components[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2013, 385(1):4-9.
- [15] SHI D, LI Z, YANG X. Accelerated LCF-creep experimental methodology for durability life evaluation of turbine blade[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2018, 41(5):1196-1207.
- [16] THIELE M, WESER S, GAMPE U, et al. Advancement of experimental methods and cailletaud material model for life prediction of gas turbine blades exposed to combined cycle fatigue[R]. ASME Paper GT2012-68452, 2012.
- [17] 侯静泳,蔡肇云,屠一鹤. TC-11 钛合金高低周复合疲劳及损伤累积研究[J]. 航空动力学报, 1992, 7(2):135-138.
HOU Jingyong, CAI Zhaoyun, TU Yihe. Research on high-low cycle complex fatigue and accumulative damage for Ti-alloy TC11[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(2):135-138. (in Chinese)
- [18] 《中国航空材料手册》编委会. 中国航空材料手册:第2卷[M]. 北京:中国标准出版社, 2001.
- [19] 由于,张伟,燕群,等. 基于高低周复合疲劳试验技术的叶片失效故障复现[J]. 推进技术, 2020, 41(5):1130-1137.
YOU Yu, ZHANG Wei, YAN Qun, et al. Blade failure recurrence based on high-low cycle complex fatigue experiment technique[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(5):1130-1137. (in Chinese)

(编辑:张 雪)