

考虑耦合损伤的燃气轮机叶片材料高低周 复合疲劳寿命研究*

李洪松, 刘永葆, 贺星, 殷望添

(海军工程大学 动力工程学院, 湖北 武汉 430033)

摘要: 燃气轮机叶片在实际工作过程中, 受到高低周载荷共同作用而易发生疲劳失效。针对高低周复合疲劳损伤演化和寿命预测比较复杂这一问题, 考虑高低周载荷叠加形成的耦合损伤, 建立了一种新的高低周复合疲劳寿命预测模型, 在此基础上, 引入弱化函数描述某些低幅高周载荷对复合损伤的弱化作用, 建立了具有低载强化寿命效应的高低周复合疲劳寿命预测模型。通过试验数据的验证分析并和 Miner 模型、Zhu 模型的预测结果进行对比, 建立的高低周复合疲劳寿命预测新模型的适用性和准确性较高, 为叶片完整性设计、损伤分析和寿命预测奠定基础。

关键词: 燃气轮机; 叶片; 高低周复合载荷; 耦合损伤; 低载强化; 疲劳寿命

中图分类号: V215.5⁺2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 02-201005-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.201005

Combined High and Low Cycle Fatigue Life of Gas Turbine Blade Materials Considering Coupling Damage

LI Hong-song, LIU Yong-bao, HE Xing, YIN Wang-tian

(College of Power Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: In practical work, gas turbine blades are prone to fatigue failure due to the combined high and low cycle loads. In view of the complexity in the fatigue damage evolution and life prediction under combined high and low cycle loads, a new combined fatigue life prediction model was established considering the coupling damage formed by superposition of high and low cycle loads. On this basis, the weakening function to describe the weakening effect of certain low-amplitude and high-cycle loads on coupling damage was introduced, and a combined high and low cycle fatigue life prediction model with strengthening effect under low amplitude loads was established. Through the verification and analysis of test data and the comparison with the prediction results of the Miner model and the Zhu model, the new combined fatigue life prediction model has high applicability and accuracy, which lays the foundation for blade integrity design, damage analysis and life prediction.

Key words: Gas turbine; Blade; Combined high and low cycle load; Coupling damage; Strengthening under low amplitude load; Fatigue life

* 收稿日期: 2020-12-21; 修订日期: 2021-01-08。

基金项目: 装备预研领域基金 (61400040303)。

作者简介: 李洪松, 博士生, 研究领域为燃气轮机结构强度与疲劳寿命。

通讯作者: 贺星, 博士, 讲师, 研究领域为燃气轮机结构可靠性。

引用格式: 李洪松, 刘永葆, 贺星, 等. 考虑耦合损伤的燃气轮机叶片材料高低周复合疲劳寿命研究[J]. 推进技术, 2022, 43(2): 201005. (LI Hong-song, LIU Yong-bao, HE Xing, et al. Combined High and Low Cycle Fatigue Life of Gas Turbine Blade Materials Considering Coupling Damage [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(2): 201005.)

1 引言

近年来,材料和工程结构的高低周复合疲劳(Combined high and low cycle fatigue, CCF)研究成为疲劳领域的研究重点^[1-2]。许多工程结构由于高低周疲劳载荷复合作用而失效。在燃气轮机运行过程中,压气机叶片承受着以离心力为主的低周疲劳载荷和振动引起的高周疲劳载荷共同作用,极易发生疲劳断裂^[3-6],但燃气轮机叶片在高低周载荷复合作用下的疲劳评估是非常困难的^[7]。因此,研究高低周复合载荷下叶片材料的损伤演化和寿命预测,对于叶片结构完整性设计和可靠性运行具有重要意义。

试验是研究材料和工程结构高低周复合疲劳特性的重要途径。侯学勤等^[8]通过低周疲劳和高低周复合疲劳试验,研究FGH95合金低周疲劳寿命与高周载荷的关系。Stanzl-Tschegg等^[9]采用由超声疲劳装置和伺服液压装置组成的试验系统对7075铝合金试件进行高低周复合疲劳试验,研究分析复合加载下试件的断裂表面特征。张亚骥等^[10]利用液压作动筒和高频振动台创建了一套压气机叶片高低周复合疲劳试验系统。闫晓军课题组^[11-13]设计了一套涡轮叶片高温复合疲劳试验系统,并进行了大量试验研究,得到涡轮叶片的复合疲劳特性曲线。由于等^[14]实现了正交载荷解耦和联合载荷协调加载技术的突破,建立了更准确模拟叶片高低周疲劳载荷复合加载的试验装置。一些研究^[15-18]通过试验发现高低周载荷频率比、高低周载荷应力幅值比等参数对高低周复合疲劳寿命影响较大,并且这种影响规律是复杂的。Dungey等^[19]通过纯低周疲劳、纯高周疲劳和高低周复合疲劳试验对比,发现当高周载荷幅值较大时,复合加载会减少疲劳寿命;当高周载荷幅值较小时,复合加载反而会增加疲劳寿命。王春生等^[20]为模拟航空发动机叶片在运行环境中的疲劳行为,对DZ-22定向凝固合金进行复合疲劳试验研究,试验结果表明,在低周载荷上叠加高频振动载荷使复合寿命减少,但高频振动应力幅值小于某一临界值时,复合疲劳寿命反而会增加。

疲劳累积损伤理论是研究材料疲劳寿命的重要方法。Miner理论作为一种经典的等损伤线性疲劳累积损伤理论,在工程上被广泛采用^[21]。但Miner理论没有考虑各级加载的互相影响,所以有时预测结果与试验值相差较大,从而提出了非线性疲劳累积损伤理论。相对于纯高周或纯低周疲劳载荷,高低周复合疲劳载荷对材料和工程结构形成耦合损伤,并

不能直接用上述模型计算复合疲劳寿命。结合对多种金属材料高低周复合疲劳试验结果的分析,Trufyakov等^[22]提出一种用低周疲劳寿命表示的非线性复合疲劳寿命预测模型。Jelaska^[23]考虑高低周复合载荷引起的附加损伤,提出高低周复合加载下裂纹萌生寿命和裂纹扩展寿命的评估方法。Han等^[6]基于损伤力学建立了一个新的高低周复合疲劳寿命预测模型,此模型在Miner模型基础上引入描述高低周载荷耦合损伤的指数衰减项^[24],能够更准确地预测涡轮叶片的寿命。幸杰等^[25]基于连续损伤力学和不可逆热力学,建立了一个高低周疲劳载荷交互作用的复合疲劳损伤模型。宋松^[26]基于混合硬化模型,利用连续损伤力学理论推导得到考虑高低周疲劳损伤交互的复合疲劳损伤模型。Han等^[27]建立了四种不同的高低周疲劳载荷复合损伤模型,并用数值仿真和试验对四种模型进行验证分析。Zhu等^[28]基于Miner理论,考虑高低周载荷相互作用形成的耦合损伤,提出一种新的损伤累积模型,此模型中的耦合损伤因子是以纯高周疲劳寿命为基础,引入载荷参数建立的。但有些加载情况下,高周载荷幅值比较小,纯高周疲劳寿命被认为无限大,此时Zhu提出的模型并不适用。

本文考虑高低周疲劳载荷参数对复合疲劳寿命的影响,用低周疲劳寿命和载荷参数表示高低周载荷同时作用形成的耦合损伤,建立了一种新的高低周复合疲劳寿命预测模型。当高周载荷幅值小于某一临界值时,高低周复合加载会弱化损伤累积而强化疲劳寿命,但目前的复合疲劳寿命预测方法中,很少有研究考虑低幅高频载荷对复合损伤的弱化作用。因此,本文引入弱化函数描述这种弱化作用,对新模型加以改进。通过试验数据验证分析,建立的高低周复合疲劳寿命预测新模型的预测精度较高,为叶片完整性设计、损伤分析和寿命预测奠定基础。

2 寿命预测模型

2.1 高低周复合疲劳寿命模型

燃气轮机在运行过程中,低频离心载荷通常以梯形波表示,高频振动载荷通常以三角波或者正弦波表示,并与低周梯形波叠加在一起,如图1所示。

1个复合载荷块包含1个低周循环和 m 个高周循环,根据Miner理论^[29],材料经历一个载荷块后,形成的损伤为

$$D' = \frac{m}{N_{\text{HCF}}} + \frac{1}{N_{\text{LCF}}} \quad (1)$$

式中 N_{HCF} 为纯高周疲劳寿命; N_{LCF} 为纯低周疲劳

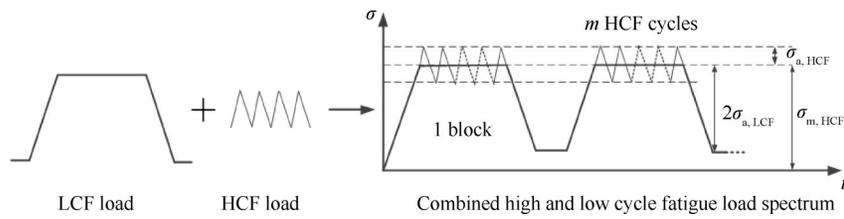


Fig. 1 High and low cycle combined load spectrum

寿命。

若高低周复合载荷幅值恒定,当经历 N_b 个复合载荷块,材料的累积损伤为

$$D = N_b D' = N_b \left(\frac{m}{N_{HCF}} + \frac{1}{N_{LCF}} \right) \quad (2)$$

当 $D=1$ 时,材料发生疲劳失效,有

$$N_b = \frac{1}{\frac{m}{N_{HCF}} + \frac{1}{N_{LCF}}} \quad (3)$$

则材料的高低周复合疲劳寿命为

$$N = (1 + m) N_b = \frac{1 + m}{\frac{m}{N_{HCF}} + \frac{1}{N_{LCF}}} \quad (4)$$

材料在高低周复合疲劳载荷作用下,除高周疲劳载荷和低周疲劳载荷单独作用形成损伤外,两种载荷交互作用形成的耦合损伤也不容忽视。因此材料经历一个载荷块后,形成的损伤为

$$D' = \frac{m}{N_{HCF}} + \frac{1}{N_{LCF}} + D_c \quad (5)$$

式中 D_c 为高低周耦合损伤因子。

Zhu 等^[28]通过分析高低周疲劳载荷应力幅值和循环频率比对材料复合疲劳寿命的影响,以纯高周疲劳寿命为基础,引入高低周复合疲劳特征参量建立了高低周耦合损伤因子。但当高周载荷幅值比较小时,纯高周疲劳寿命被认为无限大,此时 Zhu 提出的高低周耦合损伤因子并不适用。该耦合损伤因子也没有考虑高周疲劳载荷平均应力的影响,而高周疲劳载荷的平均应力对高低周复合疲劳寿命也有很大影响^[18,20]。

考虑高周疲劳载荷平均应力、高低周疲劳载荷应力幅值比和高低周疲劳载荷循环频率比的影响,定义新的高低周耦合损伤因子为

$$D_c = \frac{1}{(m + 1) \left(\frac{\sigma_{a,HCF}}{\sigma_{a,LCF}} \times \frac{\sigma_{m,HCF}}{\sigma_{max,HCF}} \right)^\gamma \lg N_{LCF}} \quad (6)$$

式中 $\sigma_{a,HCF}$ 为高周载荷应力幅; $\sigma_{a,LCF}$ 为低周载荷应力幅; $\sigma_{m,HCF}$ 为高周载荷平均应力; $\sigma_{max,HCF}$ 为高周载

荷最大应力; γ 为材料常数,对于钛合金, γ 取 1.6^[30]。

将式(6)代入式(5),得

$$D' = \frac{m}{N_{HCF}} + \frac{1}{N_{LCF}} + \frac{1}{(m + 1) \left(\frac{\sigma_{a,HCF}}{\sigma_{a,LCF}} \times \frac{\sigma_{m,HCF}}{\sigma_{max,HCF}} \right)^\gamma \lg N_{LCF}} \quad (7)$$

则材料的高低周复合疲劳寿命为

$$N = \frac{m}{N_{HCF}} + \frac{1}{N_{LCF}} + \frac{1}{(m + 1) \left(\frac{\sigma_{a,HCF}}{\sigma_{a,LCF}} \times \frac{\sigma_{m,HCF}}{\sigma_{max,HCF}} \right)^\gamma \lg N_{LCF}} \quad (8)$$

2.2 考虑低载强化效应的高低周复合疲劳寿命模型

低周疲劳载荷叠加高周疲劳载荷后,材料疲劳寿命的变化规律是复杂的。低周载荷上叠加高周载荷使复合寿命缩短,但高周载荷应力幅值小于某一临界值时,复合疲劳寿命反而会延长^[19-20]。

为研究低幅高频载荷对高低周复合疲劳寿命的强化效应,引入弱化函数描述低幅高频载荷对复合损伤累积的弱化作用。弱化函数的表达式为

$$g(\sigma_{a,HCF}) = \begin{cases} -e^{-M\sigma_{a,HCF}}, & \sigma_{a,HCF} < \sigma_{th} \\ 1, & \sigma_{a,HCF} \geq \sigma_{th} \end{cases} \quad (9)$$

式中 M 为弱化系数,与材料有关; σ_{th} 为临界应力幅。

则考虑低载弱化复合损伤作用的高低周耦合损伤为

$$D_c = \frac{g(\sigma_{a,HCF})}{(m + 1) \left(\frac{\sigma_{a,HCF}}{\sigma_{a,LCF}} \times \frac{\sigma_{m,HCF}}{\sigma_{max,HCF}} \right)^\gamma \lg N_{LCF}} \quad (10)$$

当高周疲劳载荷应力幅 $\sigma_{a,HCF} \geq \sigma_{th}$ 时,弱化函数等于 1,耦合损伤为正值,低周疲劳载荷叠加高周疲劳载荷使复合疲劳寿命缩短。当高周疲劳载荷应力幅 $\sigma_{a,HCF} < \sigma_{th}$ 时,耦合损伤为负值,低幅高频载荷对损伤累积起到弱化作用,低周疲劳载荷叠加高周疲劳载荷使复合疲劳寿命得到强化。

则考虑低载强化寿命效应的高低周复合疲劳寿命为

$$N = \frac{m + 1}{\frac{m}{N_{HCF}} + \frac{1}{N_{LCF}} + \frac{g(\sigma_{a,HCF})}{(m + 1) \left(\frac{\sigma_{a,HCF}}{\sigma_{a,LCF}} \times \frac{\sigma_{m,HCF}}{\sigma_{max,HCF}} \right)^y \lg N_{LCF}}}$$

(11)

3 结果与讨论

为了验证提出的新模型的适用性和准确性,利用文献[18,30]中 TC11 钛合金高低周复合疲劳试验数据和文献[19]中 Ti-6Al-4V 钛合金高低周复合疲劳试验数据对新模型进行评估分析。同时将新模型、Miner 模型和 Zhu 模型的预测结果进行对比分析。

3.1 TC11 钛合金

TC11 钛合金主要用于制造航空发动机和燃气轮机的压气机叶片等重要零部件。

赵振华等^[18,30]利用 MTS809 疲劳试验机对 TC11 钛合金试棒分别进行低周疲劳试验、高周疲劳试验和高低周复合疲劳试验。 $m=1000$ 。TC11 钛合金的力学性能为:弹性模量 $E=115861.5\text{MPa}$,抗拉强度 $\sigma_u=1083.04\text{MPa}$,屈服强度 $\sigma_y=988.53\text{MPa}$ 。TC11 钛合金高低周复合疲劳寿命试验值^[18,30]和模型预测值如表 1 所示。

高低周复合加载下,TC11 钛合金寿命试验值^[18,30]和预测值的比较结果如图 2 所示,图中两条虚线组成的区域为 1.5 倍分散带。由图 2 可见,66.7% 的 Miner 模型预测寿命值分布在试验寿命值的 1.5 倍分散带内,Zhu 模型和本文新提出模型的预测寿命值全部落在试验寿命值的 1.5 倍分散带内。所以,新模型适用于 TC11 钛合金高低周复合疲劳寿命的预测,并且预测精度高。

用 $R_{HCF/LCF}$ 表示高周载荷应力幅与低周载荷应力幅之比,即 $R_{HCF/LCF} = \sigma_{a,HCF} / \sigma_{a,LCF}$ 。 $R_{HCF/LCF}$ 与 TC11 钛合金高低周复合疲劳寿命的关系如图 3 所示。由图 3

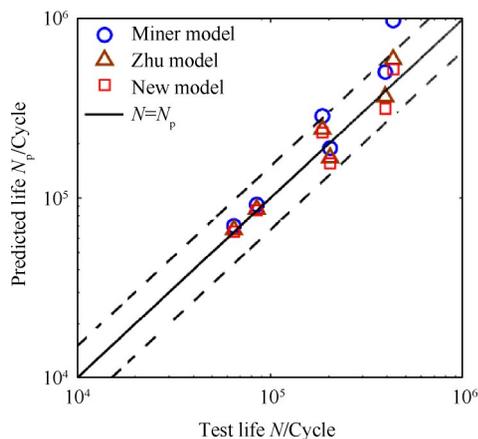


Fig. 2 Comparison of test life and predicted life of TC11 titanium alloy under combined high and low cycle fatigue load

可见,当高周疲劳载荷的平均应力不变时,高低周复合疲劳寿命试验值随着 $R_{HCF/LCF}$ 的减小而增加,新模型的预测寿命也符合这种变化规律。当低周疲劳载荷幅值不变时,叠加的高周疲劳载荷幅值越小,高低周疲劳载荷叠加后产生的复合损伤越小,材料的疲劳寿命越长。高周疲劳载荷的平均应力与 TC11 钛合金高低周复合疲劳寿命的关系如图 4 所示。由图 4 可见,当高低周疲劳载荷应力幅之比不变 ($0 < R_{HCF/LCF} < 1$)

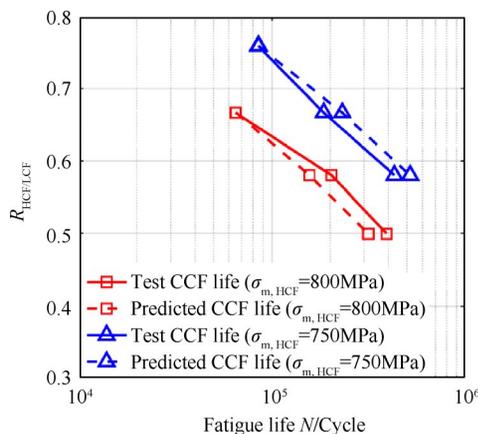


Fig. 3 Relationship between the combined fatigue life of TC11 titanium alloy and the ratio of high and low cycle load stress amplitude

Table 1 High and low cycle combined fatigue test life and predicted life of TC11 titanium alloy

Test data					Miner model		Zhu model		New model	
$\sigma_{m,HCF}/\text{MPa}$	$\sigma_{max,HCF}/\text{MPa}$	$\sigma_{a,HCF}/\text{MPa}$	$\sigma_{a,LCF}/\text{MPa}$	N/Cycle	N_p/Cycle	Error/%	N_p/Cycle	Error/%	N_p/Cycle	Error/%
800	1066.7	266.7	400	64765	70089	8.2	66947	3.3	65212	0.7
800	1032.3	232.3	400	203154	189106	-6.9	167421	-17.5	156282	-23.1
800	1000.0	200.0	400	391530	501848	28.2	366350	-6.4	315102	-19.5
750	1034.5	284.5	375	85022	91882	8.1	86764	2.0	85502	0.6
750	1000.0	250.0	375	185674	285807	53.9	240866	29.7	231202	24.5
750	967.7	217.7	375	430825	969146	125.0	589714	36.8	518990	20.5

时,高低周复合疲劳寿命试验值随着高周疲劳载荷平均应力的减小而增加,新模型的预测寿命也符合这种变化规律。当高低周疲劳载荷应力幅之比不变时,叠加的低周疲劳载荷幅值越小,高低周疲劳载荷叠加后产生的复合损伤越小,材料的疲劳寿命越长。

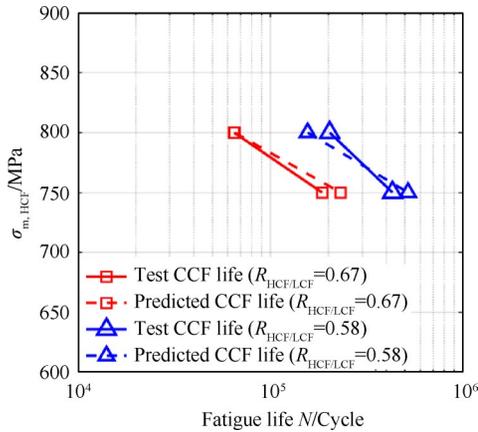


Fig. 4 Relationship between the combined fatigue life of TC11 titanium alloy and the mean stress of high cycle fatigue load

3.2 Ti-6Al-4V 钛合金

Ti-6Al-4V 钛合金主要用于制造航空发动机和燃气轮机的压气机轮盘和叶片等重要零部件。

Dungey 等^[19]对 Ti-6Al-4V 钛合金试棒分别进行低周疲劳试验、高周疲劳试验和高低周复合疲劳试验, $m=2000$ 。用于 Ti-6Al-4V 钛合金高低周复合疲劳寿命预测的新模型中弱化系数 $M=3.1 \times 10^{-2}$ 。Ti-6Al-4V 钛合金的力学性能为:抗拉强度 $\sigma_u=995\text{MPa}$, 屈服强度 $\sigma_y=883\text{MPa}$ 。Ti-6Al-4V 钛合金高低周复合疲劳寿命试验值^[19]和模型预测值如表 2 所示。由表 2 可知,新模型的预测精度最高。当高周载荷幅值较大时,高周载荷对复合疲劳寿命起到劣化作用,新模型的预测精度最高,Zhu 模型次之,Miner 模型的预测精度最低。当高周载荷幅值小于某一临界值时,

高周载荷对复合疲劳寿命起到强化作用,新模型的预测精度最高,Miner 模型的预测精度次之,Zhu 模型的预测精度最差。这是因为新模型引入弱化函数,考虑了低幅高频载荷对高低周复合损伤累积的弱化作用而强化了复合疲劳寿命,而 Zhu 模型认为高周疲劳载荷叠加到低周疲劳载荷后始终会增强损伤,劣化材料的高低周复合疲劳寿命。

高低周复合加载下,Ti-6Al-4V 钛合金寿命试验值^[19]和预测值的比较结果如图 5 所示,图中两条虚线组成的区域为 1.5 倍分散带,两条点划线组成的区域为 2 倍分散带。由图 5 可见,37.5% 的 Miner 模型预测值分布在试验值的 1.5 倍分散带内,75% 的 Miner 模型预测值分布在试验值的 2 倍分散带内。50% 的 Zhu 模型预测值分布在试验值的 1.5 倍分散带内,62.5% 的 Zhu 模型预测值分布在试验值的 2 倍分散带内。87.5% 的新模型预测值都分布在试验值的 1.5 倍分散带内,只有 1 个新模型的预测值分布在试验值的 1.5 倍分散带外。因此,新模型适用于 Ti-6Al-4V 钛合金高低周复合疲劳寿命的预测,并且预测精度高,由于新模型考虑了低幅高频载荷弱化复合损伤累积而强化复合疲劳寿命的作用,更加适用于具有低载强化寿命效应的高低周复合疲劳加载下的寿命预测。

$R_{HCF/LCF}$ 与 Ti-6Al-4V 钛合金高低周复合疲劳寿命的关系如图 6 所示。由图 6 可见,当高周疲劳载荷的平均应力不变时,高低周复合疲劳寿命试验值随着 $R_{HCF/LCF}$ 的减小而增加,新模型的预测寿命也符合这种变化规律。因为图 6 中数据点的低周疲劳载荷幅值均为 275MPa,所以高周疲劳载荷幅值越小, $R_{HCF/LCF}$ 越小。当高周疲劳载荷幅值小于某一临界值时,产生低载强化效应, $R_{HCF/LCF}$ 越小,强化后的高低周复合疲劳寿命越长。高周疲劳载荷的平均应力与 Ti-6Al-4V 钛合金高低周复合疲劳寿命的关系如图 7 所示。由图 7 可见,当高低周疲劳载荷应力幅之比不变

Table 2 High and low cycle combined fatigue test life and predicted life of Ti-6Al-4V titanium alloy

$\sigma_{m,HCF}/\text{MPa}$	$\sigma_{\max,HCF}/\text{MPa}$	Test data			Miner model		Zhu model		New model	
		$\sigma_{a,HCF}/\text{MPa}$	$\sigma_{a,LCF}/\text{MPa}$	N/Cycle	N_p/Cycle	Error/%	N_p/Cycle	Error/%	N_p/Cycle	Error/%
510	850	340	255	142071	167706	18.0	166705	17.3	165071	16.2
330	550	220	165	1378689	1840611	33.5	1744600	26.5	1705263	23.7
300	500	200	150	2615307	3682036	40.8	3332033	27.4	3224778	23.3
550	700	150	275	552276	833325	50.9	782875	41.8	731014	32.4
550	680	130	275	696348	1242864	78.5	1121980	61.1	1003840	44.2
550	650	100	275	3183591	1415618	-55.5	1222394	-61.6	1438717	-54.8
550	630	80	275	29134560	14744520	-49.4	5331108	-81.7	24679385	-15.3
550	610	60	275	143151540	12587296	-91.2	4155042	-97.1	150824548	5.4

($R_{HCF/LCF} > 1$)时,高低周复合疲劳寿命试验值随着高周疲劳载荷平均应力的减小而增加,新模型的预测寿命也符合这种变化规律,但与图 4 中 $R_{HCF/LCF} < 1$ 时相对

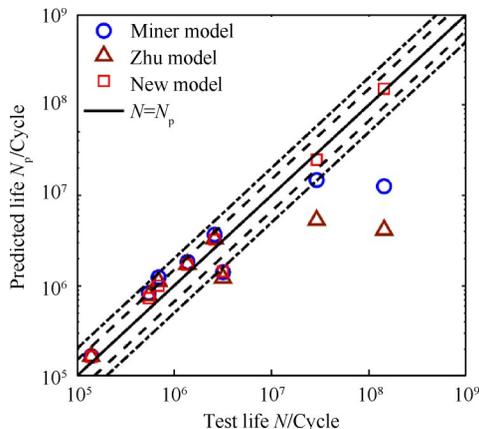


Fig. 5 Comparison of test life and predicted life of Ti-6Al-4V titanium alloy under combined high and low cycle fatigue load

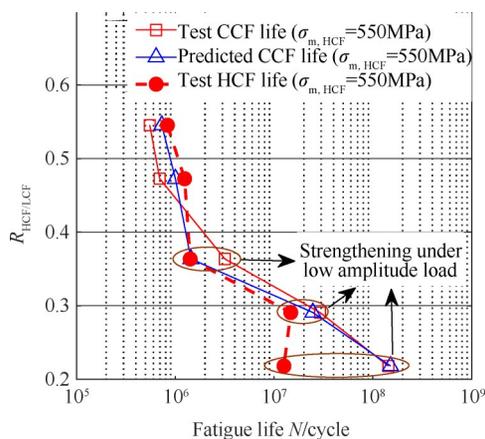


Fig. 6 Relationship between the combined fatigue life Ti-6Al-4V titanium alloy and the ratio of high and low cycle load stress amplitude

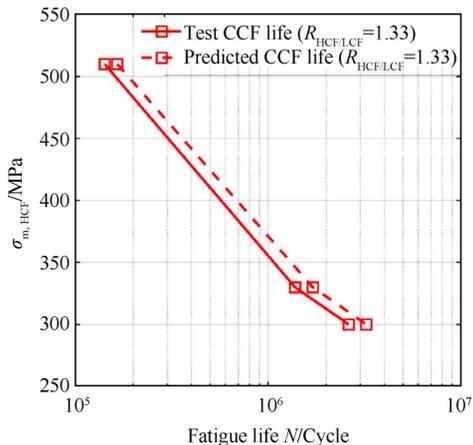


Fig. 7 Relationship between the combined fatigue life of Ti-6Al-4V titanium alloy and the mean stress of high cycle fatigue load

比,两种情形下的复合疲劳寿命随着高周疲劳载荷平均应力的变化速率不同。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)无低载强化效应时,所提新模型考虑了高低周疲劳载荷参数对复合疲劳寿命的影响,用低周疲劳寿命和载荷参数表示高低周载荷共同作用形成的耦合损伤,预测结果得到了试验数据的验证,并与 Miner 模型、Zhu 模型预测结果进行对比,预测精度较高,适用性较强。

(2)试验数据表明,当高周疲劳载荷幅值小于某一临界值时,高周疲劳和低周疲劳载荷叠加后,材料的复合疲劳寿命会增加,因此引入弱化函数表示这种低幅载荷对高低周复合损伤的弱化作用和对复合疲劳寿命的强化效应,对所提模型进一步改进,提高了模型的适用性和准确性,预测结果得到了试验数据的验证。

(3)当高周疲劳载荷的平均应力不变时,高低周复合疲劳寿命随着高低周载荷应力幅之比的减小而增加。当高低周载荷应力幅之比不变时,高低周复合疲劳寿命随着高周疲劳载荷平均应力的减小而增加。

(4)与纯高周加载相比,叶片设计和使用中需考虑高低周耦合损伤,应将叶片的高周振动应力水平控制在更低范围内。

(5)高周载荷对于复合疲劳寿命的作用,有待通过试验从材料微观角度进行损伤机理研究,来阐述高低周耦合损伤因子的物理意义,进一步提高寿命模型在全域范围内的预测精度;产生复合疲劳寿命强化效应的高周载荷的幅值范围难以确定,作用机理复杂,有待深入研究分析;涡轮叶片实际工作环境温度高,会产生热疲劳和蠕变/疲劳,本文模型应用于涡轮叶片高温合金时,需要进一步考虑蠕变和热应力的影响。

致 谢:感谢装备预研领域基金的资助。

参 考 文 献

[1] 崔 璐, 康文泉, 吴 鹏, 等. 高温复杂疲劳工况下 10%Cr 钢寿命特性[J]. 科学技术与工程, 2020, 20 (20): 8175-8179.
 [2] Yue P, Ma J, Zhou C, et al. A Fatigue Damage Accumulation Model for Reliability Analysis of Engine Components under Combined Cycle Loadings [J]. *Fatigue &*

- Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2020, 43: 1880-1892.
- [3] 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: 616-619.
- [4] 刘红彬, 黄维娜, 陈 伟. 合金材料高低周复合疲劳寿命研究[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(1): 74-80.
- [5] 张 博, 侯学勤. 冷却风扇叶片断裂分析[J]. *失效分析与预防*, 2016, 11(2): 100-104.
- [6] Han L, Huang D, Yan X, et al. Combined High and Low Cycle Fatigue 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.
- [7] Gao H F, Zio E, Wang A, et al. Probabilistic-Based Combined High and Low Cycle Fatigue Assessment for Turbine Blades Using a Substructure-Based Kriging Surrogate Model [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 104(6).
- [8] 侯学勤, 刘新灵, 陶春虎. FG95合金高低周复合疲劳行为[J]. *粉末冶金材料科学与工程*, 2008, 13(4): 201-207.
- [9] Stanzl-Tschegg S E, Meischel M, Arcari A, et al. Combined Cycle Fatigue of 7075 Aluminum Alloy - Fracture Surface Characterization and Short Crack Propagation[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 91: 352-362.
- [10] 张亚骥, 周瑞祥, 郭书祥, 等. 压气机叶片复合疲劳试验系统的设计及寿命疲劳分析[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(12): 2880-2887.
- [11] 闫晓军, 孙瑞杰, 邓 瑛, 等. 涡轮叶片复合疲劳特性曲线及其规律的试验[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(8): 1824-1829.
- [12] 孙瑞杰, 闫晓军, 聂景旭. 基于复合疲劳试验的涡轮叶片振动应力反推法[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(2): 289-294.
- [13] 刘芝娜. 全尺寸涡轮叶片高低周复合疲劳试验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.
- [14] 由 于, 张 伟, 王春生. 叶片高低周复合疲劳试验技术研究[J]. *机械强度*, 2020, 42(2): 331-336.
- [15] Beck T, Löhle D, Luft J, et al. Damage Mechanics of Cast Al-Si-Mg Alloys under Superimposed Thermal-Mechanical Fatigue and High-Cycle Fatigue Loading [J]. *Materials Science and Engineering A*, 2007, 468: 184-192.
- [16] Beck T, Henne I, Löhle D. Lifetime of Cast AlSi6Cu4 under Superimposed Thermal-Mechanical Fatigue and High-Cycle Fatigue Loading [J]. *Materials Science and Engineering A*, 2008, 483: 382-386.
- [17] 李 睿, 鲍 蕊, 费斌军. 2024-T3铝合金孔板高低周复合疲劳试验研究[J]. *飞机设计*, 2010, 30(3): 18-22.
- [18] 赵振华, 陈 伟. 高低周复合载荷对TC11钛合金疲劳性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(11): 2468-2474.
- [19] Dungey C, Bowen P. The Effect of Combined Cycle Fatigue upon the Fatigue Performance of Ti-6Al-4V Fan Blade Materials[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2004, 153-154: 374-379.
- [20] 王春生, 李庆春. DZ-22定向凝固高温合金复合疲劳特性的研究[J]. *物理测试*, 1995(2): 1-7.
- [21] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 科学出版社, 2019.
- [22] Trufiyakov V I, Kovalchuk V S. Determination of Life under Two-Frequency Loading: Report 2: Proposed Method [J]. *Strength of Materials*, 1982, 14(10): 1303-1308.
- [23] Jelaska D T. Fatigue Assessment for Combined HCF/LCF Loading[C]. *New Orleans: ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, 2002.
- [24] 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: 792-801.
- [25] 幸 杰, 韩永典, 徐连勇, 等. 基于连续损伤力学的高低周复合疲劳损伤[J]. *焊接学报*, 2017, 38(7): 63-66.
- [26] 宋 松. 基于连续损伤力学的Ti-6Al-4V钛合金高低周复合疲劳损伤研究[D]. 天津: 天津大学, 2018.
- [27] Han C, Qu X, Ma Y, et al. Experimental and Numerical Study of Fatigue Damage Assessment under Combined High and Low Cycle Loading [J]. *Shock and Vibration*, 2018(7): 1-12.
- [28] Zhu S P, Yue P, Yu Z Y, et al. A Combined High and Low Cycle Fatigue Model for Life Prediction of Turbine Blades[J]. *Materials*, 2017, 10(7).
- [29] Miner M A. Cumulative Damage in Fatigue [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1945, 12: 159-164.
- [30] 赵振华, 陈 伟, 吴铁鹰. 高低周复合载荷下的钛合金疲劳寿命估算[J]. *机械强度*, 2011, 33(4): 629-632.

(编辑: 史亚红)