

DOI: 10.7652/xjtuxb201705021

复杂载荷下轴流压气机叶片疲劳损伤数值研究

付曦, 张俊红, 寇海军, 刘萌, 林建生

(天津大学内燃机燃烧学国家重点实验室, 300072, 天津)

摘要: 为提高叶片的服役寿命, 针对压气机叶片疲劳损伤进行了数值研究。在获取叶片表面气动压力及强度分布的基础上, 结合非线性连续损伤力学模型, 得到叶片多级加载损伤累积方程, 提出了开展结构寿命预测和损伤评估的数值计算方法。对轴流压气机叶片在典型工况转速下受离心、气动复杂载荷作用下的应力分布规律和疲劳损伤行为进行了分析。计算结果表明: 叶片排气侧4%叶高处有明显的应力集中, 容易发生疲劳失效; 在叶片疲劳加载过程中, 损伤累积速率逐渐增大, 加载周期的末期易发生瞬时断裂; 考虑载荷顺序对损伤累积行为的影响, 和 Miner 线性损伤模型相比, 多级加载损伤模型体现了损伤演化过程的非线性, 计算结果更为准确。

关键词: 压气机叶片; 复杂载荷; 多级加载; 疲劳损伤; 数值计算

中图分类号: V232.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2017)05-0149-07

Numerical Study on the Fatigue Damage of Compressor Blade under Complex Loads

FU Xi, ZHANG Junhong, KOU Haijun, LIU Meng, LIN Jiansheng

(State Key Laboratory of Engines, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: In order to improve the service life of blades, the fatigue damage of compressor blade is studied by numerical method. The methods of structural fatigue life prediction and damage assessment is proposed, including blade aerodynamic pressure calculation using computational fluid dynamics (CFD), structural strength analysis based on FEM under different working conditions, and Chaboche fatigue life prediction and damage accumulation equation under multi-level loading by nonlinear continuum damage mechanics. The fatigue damage analysis on an aero-engine high-pressure compressor blade is carried out by this method under aerodynamic and centrifugal loads in typical working conditions. Results indicate that the exhaustion edge in blade root has distinct stress concentration, and it is the dangerous location where fatigue failure is liable to occur. In the process of fatigue loading, the rate of damage accumulation gradually increases, and the blade fractures instantaneously in the end of the loading cycle. Considering the effect of load sequence on damage accumulation behavior, the multi-level loading damage model can reflect the nonlinearity of damage evolution and achieve more accurate calculations compared with Miner linear damage model.

Keywords: compressor blade; complex load; multi-level loading; fatigue damage; numerical calculation

压气机叶片压缩空气为燃烧室提供高压气源,长期运行在高速、高压、高温的环境中,其疲劳损伤问题一直是叶片设计、制造及使用维修中重点关注的一项内容。随着发动机转速和压比的不断提高,叶片的服役环境愈发恶劣,容易发生疲劳破坏,因此准确预测叶片疲劳寿命是保证发动机正常运转的关键^[1]。但复杂的载荷作用、特殊的材料性质及结构加工工艺所带来的诸多问题,给压气机叶片寿命预测及损伤评估带来了较大难度。

叶片疲劳损伤研究主要包括疲劳试验和数值计算两种方法,疲劳试验能准确反映材料的疲劳特性、获取不同条件下的试验数据^[2],为寿命模型的建立、修正奠定了基础,但疲劳试验成本较高,且试验通常采用板、棒形材料试件,忽略了叶片结构特征引起的疲劳性能的变化,数值方法则通过建立叶片实体模型求解应力应变规律,结合疲劳模型预测寿命^[3-4],易于操作又可重复实现,不仅降低了疲劳损伤研究的成本,也可指导疲劳试验系统的搭建。此外,在叶片设计初期,采用有效的数值方法分析疲劳损伤性能,可减少叶片设计隐患、降低研发成本。

一般来说,压气机前端叶片受温度影响较小,因此离心、气动载荷是造成叶片疲劳失效的主要因素^[5]。采用计算流体力学方法可准确获取叶片表面气动参数、求解复杂载荷作用下的应力分布规律^[6],确定疲劳失效危险点。结合力学理论基础合理选择疲劳模型,即可预测叶片实际工况下的疲劳寿命。国内外学者关于材料疲劳损伤的理论研究已取得了一定的成果,包括应力-寿命曲线法、应变-寿命曲线法、损伤累积理论、裂纹扩展寿命预测及基于损伤力学的寿命预测等^[7]。但从目前的研究、应用情况来

看,叶片疲劳损伤分析与实际情况仍有较大误差,尤其叶片扭转造型复杂、运行工况变化带来的一些新问题还有待深入探索。

本文依据压气机叶片结构特点,考虑离心、气动复杂载荷作用的影响,通过数值计算方法研究了轴流压气机叶片疲劳损伤行为。结合实际运行工况,采用计算流体动力学求解叶片表面气动参数,通过分析强度分布规律,确定易发生疲劳失效的危险位置,并基于等损伤原则由外场数据确定疲劳载荷谱,结合非线性连续损伤力学模型,得到多级加载损伤累积方程,对叶片多级加载条件下的疲劳寿命及损伤演化行为进行了数值计算。

1 疲劳载荷

发动机运转过程中,作用于压气机叶片上的载荷主要包括自身旋转产生的离心载荷、气体流动产生的气动载荷及其力矩,叶片在离心、气动复合载荷作用下产生复杂的应力状态是造成叶片损伤累积、疲劳失效的主要因素。叶片受力情况及应力状态如图1所示。

离心载荷的大小随转速和离心半径的增加而增大,叶片任意截面处的离心拉应力等于该截面上的离心力沿轴线方向的分量与截面面积之比。因此,叶根截面承受着整个型线的离心力,其离心拉应力最大,易产生疲劳裂纹。气动载荷作用于叶片的各个表面,沿叶高和叶宽方向的分布都不均匀,根据速度三角形可将气动载荷分解为切向和轴向作用力,导致叶片承受较大的弯曲力矩,同时伴随有扭转力矩,使叶片的应力状态更为复杂。

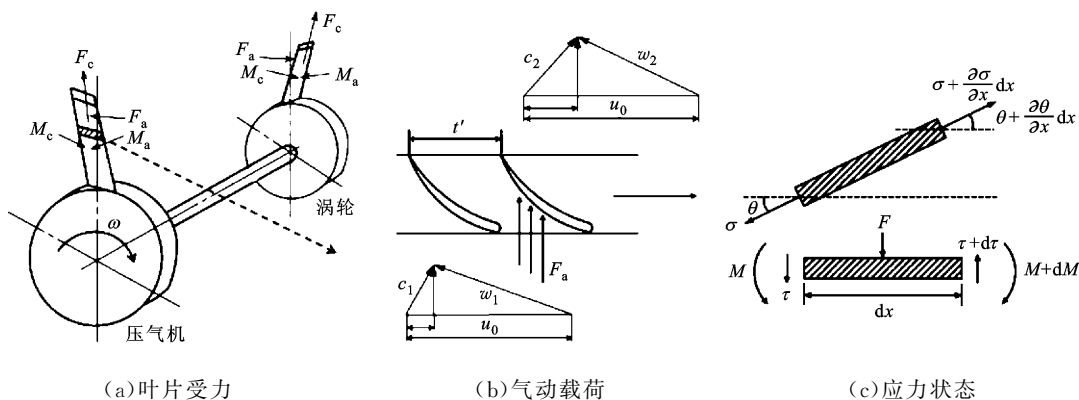


图1 叶片受力情况及应力状态
 F_c :离心力; F_a :气动力; M_c :离心力矩; M_a :气动力矩; ω :转速; c_1 :入口绝对速度; c_2 :出口绝对速度; w_1 :入口相对速度;
 w_2 :出口相对速度; u_0 :圆周速度; l' :栅距; σ :正应力; τ :切应力; M :弯矩; θ :旋转角度; F :外力; dx :叶片微段

2 数值计算方法

随着现代压气机工作性能的提高,叶片曲面设计造型更加复杂,使叶片表面的气动参数多变,影响结构的应力分布规律,因此气动载荷的精确求解是保证强度计算准确的前提。本文采用计算流体力学方法对旋转叶片表面气动压力分布进行数值计算,同时考虑离心、气动复杂载荷作用,对叶片进行结构动力学分析,为疲劳损伤数值研究奠定基础。

理论上讲,根据叶片的疲劳载荷,计算某一时间范围内结构应力变化规律,可作为分析疲劳损伤的依据。但事实上,即使是同一架飞机,由于飞行任务不同,作用在压气机叶片上的疲劳载荷也会有所差异,严格按照某次实际飞行的载荷谱开展压气机叶片的疲劳损伤数值研究是困难且缺少实际意义的。因此,基于外场统计将发动机实际运行状态简化为几个典型工况任务并确定任务频次,计算特定转速工况下的疲劳载荷,分别求解叶片相应载荷作用下的应力分布情况,在此基础上计算相应的寿命损伤,并选择合理的损伤累积理论预测叶片在多种工况载荷下的疲劳寿命。由发动机外场统计数据简化为典型载荷谱的过程称为编谱,单个循环造成的损伤是影响疲劳寿命的直接因素,无论载荷谱如何变化,只要保证编谱后单个循环中疲劳载荷所造成的叶片损伤值和外场相等,则得到的叶片寿命也应一致。因此,基于等损伤原则编制载荷谱分析结构的疲劳损伤情况具有实用性、合理性。

压气机叶片疲劳寿命一般在 10^4 以上,属高周疲劳范畴,通常采用应力-寿命方程进行计算,工程上以 S-N 曲线法应用最为广泛,但不能体现平均应力等载荷参数的影响。连续损伤力学基于连续介质的热力学理论研究结构的损伤演化行为,考虑损伤累积过程中材料力学性能退化对疲劳失效行为的影响,将结构的疲劳寿命看作损伤变量连续累积直至破坏发生的一个完整过程。Chaboche 等基于连续损伤理论,提出了一个描述损伤变量 D 与载荷参数 σ 非线性关系的损伤累积方程,其微分表达式为^[8]

$$dD = f(D, \sigma) dN \quad (1)$$

式(1)中加载参数与损伤变量具有不可分离性,当外载为应力时,Chaboche 模型表达式为^[8]

$$dD = [1 - (1 - D)^{\beta+1}]^{\alpha} \left[\frac{\sigma_a}{M_0(1 - b\sigma_m)(1 - D)} \right]^{\beta} dN \quad (2)$$

式中: β 、 M_0 、 b 为材料参数; σ_m 为平均应力; σ_a 为应

力幅值; N 为寿命循环数; α 为与载荷、损伤都相关的参数,表达式为

$$\alpha = 1 - H \left\langle \frac{\sigma_{\max} - \sigma_l(\sigma_m)}{\sigma_u - \sigma_{\max}} \right\rangle \quad (3)$$

$$\sigma_l(\sigma_m) = \sigma_m + \sigma_{l_0}(1 - b\sigma_m) \quad (4)$$

其中,符号 $\langle \rangle$ 定义为:当 $x \leq 0$ 时, $\langle x \rangle = 0$; 当 $x > 0$, $\langle x \rangle = x$ 。 $\sigma_{\max}$ 为循环载荷最大应力, σ_{l_0} 为对称加载下的材料疲劳极限, σ_u 为材料抗拉强度, H 为材料参数,可根据疲劳试验结果求得。当结构未出现损伤时 $D=0$, 疲劳破坏发生时 $D=1$ 。将式(2)从 $D=0$ 到 $D=1$ 积分,可得结构疲劳寿命表达式

$$N_f = \frac{1}{1 - \alpha} \frac{1}{1 + \beta} \left[\frac{M_0(1 - b\sigma_m)}{\sigma_a} \right]^{\beta} \quad (5)$$

考虑编谱后的压气机叶片载荷谱为变幅多级疲劳加载,基于 Chaboche 模型确定多级加载时的损伤评估方程,可表征叶片在多转速工况下,受材料劣化、载荷次序等因素影响时的损伤累积情况。相比工程上所用的 Miner 线性损伤模型,计算结果更加准确。

考虑多级变幅加载时,需引入循环比参数,其表达式为

$$Y_i = \frac{n'_i + n_i}{N_i} \quad (6)$$

式中: n'_i 为前 $i-1$ 级载荷参数在第 i 阶加载条件下的等效循环数。第 1 级载荷 σ_1 作用 n_1 循环后的损伤参量为

$$Y_1 = \frac{n_1}{N_1} = (D_1)^{1-\alpha_1} \quad (7)$$

第 2 级载荷 σ_2 作用 n_2 循环后的损伤参量为

$$Y_2 = \frac{n'_2 + n_2}{N_2} = \left(\frac{n_1}{N_1} \right)^{(1-\alpha_2)/(1-\alpha_1)} + \frac{n_2}{N_2} = (D_1)^{1-\alpha_2} + \frac{n_2}{N_2} = (Y_1)^{(1-\alpha_2)/(1-\alpha_1)} + \frac{n_2}{N_2} \quad (8)$$

以此类推,第 i 级载荷 σ_i 作用 n_i 循环后的损伤参量为

$$Y_i = \frac{n'_i + n_i}{N_i} = \left(\frac{n'_{i-1} + n_{i-1}}{N_{i-1}} \right)^{(1-\alpha_i)/(1-\alpha_{i-1})} + \frac{n_i}{N_i} = (D_{i-1})^{1-\alpha_i} + \frac{n_i}{N_i} = (Y_{i-1})^{(1-\alpha_i)/(1-\alpha_{i-1})} + \frac{n_i}{N_i} \quad (9)$$

当 $Y_i=1$ 时,认为发生疲劳破坏,可计算出相应的疲劳寿命及损伤参量。以发动机外场数据为基础、考虑压气机叶片在不同转速工况下的复杂载荷情况、结合连续损伤力学理论表征叶片疲劳损伤演化过程中的非线性,提出了适用于压气机叶片疲劳寿命预测和损伤评估的数值计算方法,并具有较为广泛的适用性。

3 叶片计算模型

以某型航空发动机高压压气机叶片为研究对象,叶片模型如图 2 所示。叶高为 154.8 mm,初始扭转角为 33.4°。扭转角使叶身曲面特征复杂,叶片造型的微小变化将导致叶片的气动参数、强度分布及疲劳行为有所差异。为了减小模型误差对数值计算结果造成的影响,本文基于逆向建模理论,利用光学扫描系统采集的实体叶片形貌坐标数据,拟合叶身曲面,得到压气机叶片三维计算模型,如图 2b 所示。叶片流场模型如图 2c 所示,设置叶尖间隙为 1.7 mm,添加进、出口流道改善流场计算的收敛性,采用六面体单元进行网格划分,并对叶顶间隙及叶身前后缘分布的四层网格进行加密处理。利用 ANSYS 软件对压气机叶片表面压力及应力分布进行数值模拟,计算流场处于湍流状态,选择 $k-\epsilon$ 湍流模型和标准壁面函数,利用隐式算法和二阶迎风格式进行求解。为提高叶身结构计算精度,分别采用六面体、四面体单元对叶身及榫头进行网格划分,建立叶片有限元模型。考虑实际叶片与轮盘采用燕尾榫方式进行装配,对叶片榫头与榫槽接触的表面施加法向约束、榫头前后施加轴向约束。压气机叶片材料为 TC4 钛合金,弹性模量 $E=107\text{ GPa}$,密度 $\rho=4\,440\text{ kg/m}^3$,泊松比 $\nu=0.34$,抗拉强度 $\sigma_u=1\,005\text{ MPa}$ ^[9]。叶片有限元模型及其约束如图 3 所示。

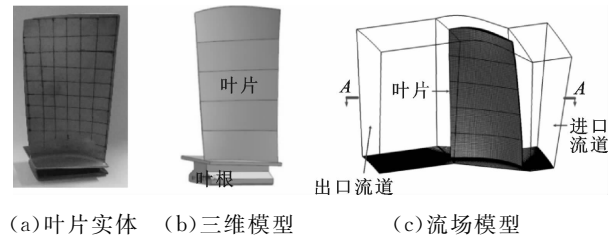


图 2 叶片模型

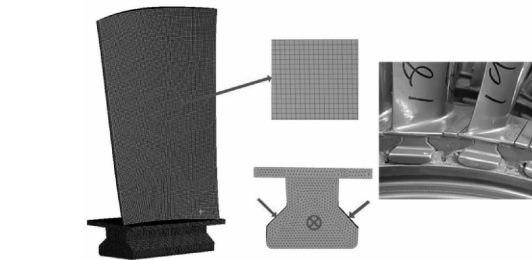


图 3 叶片有限元模型及其约束

通过对比实际叶片固有频率试验值与模拟仿真计算值,校核叶片计算模型的建模精度。叶片模态

试验与有限元模拟结果如表 1 所示,前 6 阶固有频率的有限元计算结果与试验结果的相对误差均在 10% 以内,保证了逆向叶片的建模精度,满足后续分析的需要。叶片逆向模型与真实叶片造型无法完全一致,不可避免地会引入建模误差,且有限元模态计算的约束条件与试验系统的约束方式有所不同,导致两者的结果存在一定误差。

表 1 叶片试验模态与计算模态频率对比

模态阶数	试验频率/Hz	计算频率/Hz	相对误差/%
1	272.94	279.97	4.38
2	956.94	999.41	5.21
3	1 283.13	1 244.00	2.08
4	2 133.93	1 938.20	8.59
5	2 752.60	3 005.30	9.39
6	3 238.47	3 168.70	2.06

4 疲劳损伤模型参数

疲劳试验为疲劳模型提供材料参数,是寿命预测数值研究的基础。本研究使用叶片模拟件进行疲劳试验,试验系统如图 4 所示,在保证叶片结构相似的基础上,降低了试验成本。



图 4 疲劳试验系统

试验在室温和大气环境条件下进行,试验中通过试件尖端的加速度传感器测量叶尖振幅,调节加载频率及振动台加速度改变试件的尖端振幅。试验前标定试件尖端振幅与最大应变之间的关系,得到应力比 $R=-1$ 时的 $\sigma-N$ 数据,结果如图 5 所示。利用式(5)对试验数据进行拟合得到 Chaboche 模型曲线,确定对称循环加载时的材料参数 $H=0.093$, $M_0=6.63\times 10^8$, $\beta=0.42$ 。

5 计算与分析

5.1 发动机的工作状态

依据疲劳损伤数值计算方法,将发动机的工作过程大致分为起飞、最大连续、巡航和慢车等状态,基于发动机外场试车数据,确定该发动机典型工作状态下的转速如表 2 所示,表中相对转速为各转速

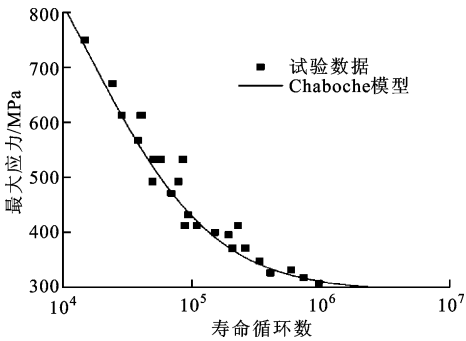


图 5 钛合金叶片疲劳试验数据

相对设计转速的百分比。以工况转速为基础,将发动机的工作过程简化为 0-起飞-0、0-最大连续-0、巡航-最大连续-巡航、慢车-最大连续-慢车、慢车-起飞-慢车 5 个工作循环,根据航空发动机 1 000 h 飞行时间的功率区间数据^[10],确定 5 个工作循环的发动机转速循环数分别为 311、244、7 494、8 952、37。

表 2 发动机典型工作状态

工况	设计转速	起飞	最大连续	巡航	慢车
转速/ $r \cdot \text{min}^{-1}$	9 900	9 561	9 172	8 847	6 966
相对转速/%	100	97	93	89	70

5.2 疲劳损伤分析

计算发现,叶尖应力较小,应力集中发生在叶片根部,以起飞、慢车工况为例,进一步分析叶片根部不同叶高处表面等效应力曲线的变化趋势,应力曲线如图 6 所示。

由图 6 可知:不同转速工况同一叶高位置的曲线形状相似,而应力值范围存在较大差异,说明叶片表面应力与转速呈递增关系,且转速的变化并不影响叶片表面应力分布规律;叶盆面中心存在应力最大值,进、排气侧应力值较小;叶背面在靠近叶根处(4%和 10%叶高位置)的应力变化波动较大,靠近排气边存在一个应力最大值,沿曲线路径应力先减小后增大,在接近进气边再次产生应力集中后,至进气端面应力降至最低;最大应力发生在叶背面叶根

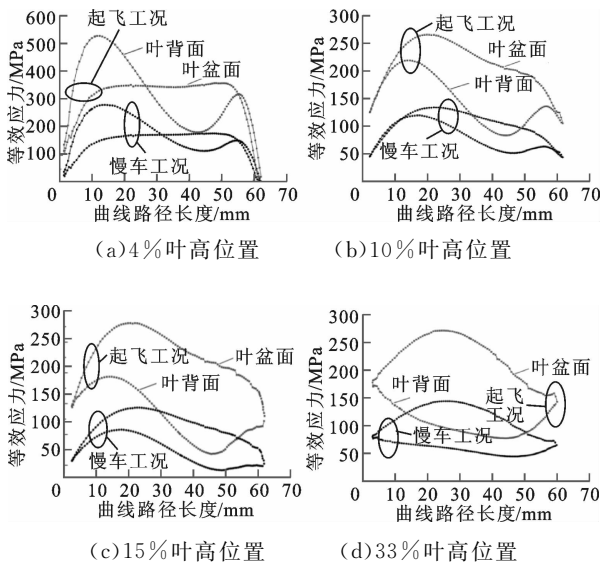


图 6 叶片等效应力曲线

排气侧,这是由于叶根承受着整个叶身型线的离心载荷,并与不稳定气流产生相互作用,发生弯曲、扭转变形,导致该处应力集中,是易发生疲劳失效的危险位置。

根据上述计算确定疲劳危险点每循环工况下最大转速与最小转速所对应的应力参数,基于等损伤原则采用 Goodman 方程进行任意应力比 R 下疲劳循环与应力比为 -1 的疲劳循环的换算,将换算后等循环寿命应力幅值 σ 代入式(5),根据疲劳试验拟合得到 Chaboche 模型参数,计算得到各个工况下危险点的疲劳寿命循环数,结果如表 3 所示。

将 5 种循环工况分布于 1 000 h 飞行时间,计算叶片多工况载荷作用下的疲劳损伤情况。根据多级加载损伤累积式(13)迭代计算,当 $Y_i = 1$ 时叶片疲劳寿命循环数为 312 490,合 18 340.8 h 飞行时间。式(9)的迭代计算过程中考虑了巡航-最大连续-巡航及慢车-最大连续-慢车两个低于疲劳极限加载的工况,计算得到的损伤累计曲线如图 7 所示。由图 7 可知,损伤参量 D 随每循环载荷的变化而变化,表现了多级加载工况载荷与损伤变量间的不可

表 3 叶片危险点疲劳载荷及寿命循环数

工作循环	最大应力/MPa	最小应力/MPa	应力比	σ /MPa	循环数
0-起飞-0	543.66	0.00	0.00	460.73	52 995
0-最大连续-0	487.39	0.00	0.00	385.85	187 300
巡航-最大连续-巡航	487.39	433.58	0.88	106.28	1 015 900
慢车-最大连续-慢车	487.39	267.82	0.55	249.64	605 030
慢车-起飞-慢车	543.66	267.82	0.49	351.16	347 570

分离性,当 $D=1$ 时叶片疲劳失效。由等损伤曲线的变化趋势可以看出,从疲劳载荷开始加载到叶片疲劳失效的整个循环周期的前半段加载区间,损伤累积速率较低,寿命循环数超过 200 000 以后,损伤累积速率明显加快,尤其在接近疲劳寿命循环数时,损伤累积曲线的斜率最大,这说明在疲劳加载周期的中后段,每一循环引起的损伤都可能导致断裂失效,叶片处于疲劳寿命的末期。

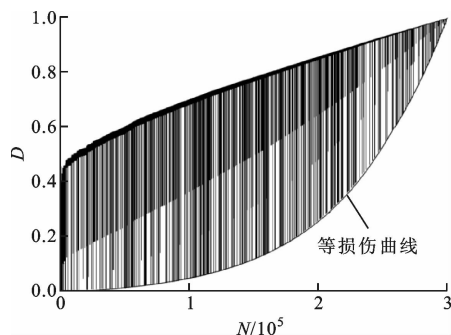


图7 叶片损伤累积曲线

线性与非线性损伤累积对比如图8所示,可知 Miner 线性损伤累积曲线与多级加载下非线性损伤累积曲线的计算结果存在较大差异。这是由于 Miner 损伤累积方程将每循环产生的损伤参量简单地进行线性相加,而不考虑每循环载荷参量及载荷顺序对损伤变量的影响。此外,线性损伤累积曲线过高估计了叶片的疲劳损伤情况,存在较大的计算误差。多级加载损伤曲线则可较为准确地描述叶片损伤演化过程的非线性损伤,与叶片实际损伤行为更为相符。

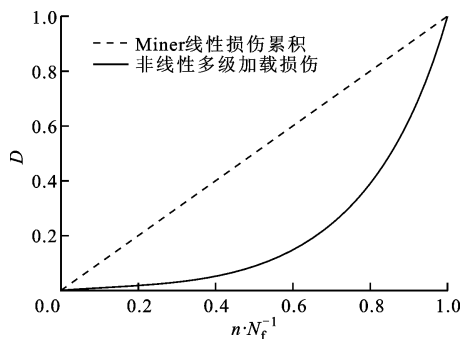


图8 线性与非线性损伤累积对比

6 结 论

本文依据压气机叶片结构特征,对引起叶片失效断裂的疲劳载荷进行分析,分别从结构强度计算、材料疲劳特性以及损伤累积行为等方面进行探讨,提出了一套开展结构寿命预测及损伤评估的数值计

算方法。根据外场数据确定典型工况,基于计算流体动力学求解压气机叶片工况转速下的疲劳载荷参数,利用有限元结构分析方法计算叶片的强度分布规律,结合疲劳试验,开展叶片复杂载荷作用下的疲劳损伤数值研究,得到结论如下:

(1)基于等损伤原则,由发动机外场数据确定典型工况载荷谱,保证编谱后单个循环中疲劳载荷所造成的叶片损伤和外场相等,则可反映出叶片的实际疲劳损伤行为,保证疲劳数值分析的准确性;

(2)编谱后的压气机叶片载荷谱为变幅多级疲劳加载,考虑载荷顺序对损伤累积行为的影响,利用非线性多级加载损伤模型,将每循环载荷参数与损伤变量相关联,迭代计算疲劳损伤情况,该方法表征了损伤演化过程的非线性损伤,克服了 Miner 线性损伤累积理论的局限性。

为了探究不同转速工况下疲劳行为随载荷周期的变化规律,应在后续研究中进行叶片复杂载荷作用下的瞬时应力计算,为结构的疲劳损伤数值研究提供更为准确可靠的载荷参数。

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,2000: 6-40.
- [2] LEE C D. Effect of strain rate on elastic-plastic deformation in high cycle fatigue properties [J]. Metals & Materials International, 2014, 20(6): 1027-1035.
- [3] 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.
- [4] DHOPADE P, NEELY A J. Aeromechanical modeling of rotating fan blades to investigate high-cycle and low-cycle fatigue interaction [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2014, 137(5): 052505.
- [5] NI K, WANG X Q, MIGNOLET M. Blade stress estimation during multiple vibratory modes [EB/OL]. [2016-08-29]. <http://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2013-1772>.
- [6] 陶海亮,朱阳历,郭宝亭,等. 压气机叶片流固耦合数值计算 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(5): 1054-1060.

TAO Hailiang, ZHU Yangli, GUO Baoting, et al. Numerical simulation of aeroelastic response in compressor based on fluid-structure coupling [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1054-1060.

[7] 张小丽,陈雪峰,李兵,等.机械重大装备寿命预测综述[J].机械工程学报,2011,47(11):100-116.

ZHANG Xiaoli, CHEN Xuefeng, LI Bing, et al. Review of life prediction for mechanical major equipments [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(11): 100-116.

[8] CHABOCHE J L, LESNE P M. A non-linear continuous fatigue damage model [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1988, 11(1): 1-17.

[9] 林杰威. 涡扇发动机风扇叶片疲劳寿命评估与可靠性分析[D]. 天津: 天津大学, 2013: 22-36.

[10] 岳珠峰,于庆民,温志勋,等.镍基单晶涡轮叶片结构强度设计[M].北京:科学出版社,2008:19-39.

[本刊相关文献链接]

温淑花,张学良,陈永会,等.结合面切向接触等效黏性阻尼分形模型.2017,51(1):1-8.[doi:10.7652/xjtuxb201701001]

龚茹雪,赵宗亚,黄洪恩,等.双面微电极阵列芯片力电特性的有限元仿真.2017,51(1):141-146.[doi:10.7652/xjtuxb201701022]

(编辑 赵炜 苗凌)

(上接第 74 页)

[12] ZHANG D Y, ZHANG P B, LIN P, et al. Tribological properties of self-lubricating polymer-steel laminated composites [J]. Tribology Transactions, 2013, 56(6): 908-918.

[13] 闫普选,朱鹏,黄丽坚,等.聚酰亚胺多孔含油材料的摩擦磨损性能研究[J].摩擦学学报,2008,28(3):

272-276.

YAN Puxuan, ZHU Peng, HUANG Lijian, et al. Study on tribological properties of porous polyimide containing lubricants [J]. Tribology, 2008, 28(3): 272-276.

(编辑 葛赵青)

(上接第 101 页)

[26] 张蒙正,徐胜利.单滴燃料超临界特性实验研究的新方法[J].火箭推进,2011,37(1):7-16.

ZHANG Mengzheng, XU Shengli. New method of experimental study on supercritical characteristic of single droplet fuel [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(1): 7-16.

[27] FAETH G M, DOMINICIS D P, TULPINSKY J F, et al. Supercritical bipropellant droplet combustion [C] //12th International Symposium on Combustion. Pittsburgh, PA, USA: The Combustion Institute, 1969: 9-18.

[28] KADOTA T, HIROYASU H. Combustion of a fuel droplet in supercritical gaseous environments [C] //

19th International Symposium on Combustion. Pittsburgh, PA, USA: The Combustion Institute, 1981: 275-282.

[29] SATO J, TSUE M, NIWA M, et al. Effects of natural convection on high-pressure droplet combustion [J]. Combustion and Flame, 1990, 82(2): 142-150.

[30] SEGAWA D, KAJIKAWA T, KADOKA T. Transcritical phenomena of autoignited fuel droplet at high pressures under microgravity [J]. Microgravity Science and Technology, 2005, 17(3): 15-22.

(编辑 苗凌)