

平板构件的高低周复合疲劳研究

北京航空航天大学 许凤旌* 聂景旭 赵长占

【摘要】 本文介绍了一种能模拟工作叶片真实载荷环境的复合疲劳试验机, 并在此试验机上进行了一系列不同载荷匹配, 不同频率匹配的复合疲劳试验研究。根据试验结果及理论分析, 初步揭示了这种复合疲劳的一些主要特征和规律, 提出相应的寿命分析方法, 按照这种方法的计算结果能够较好地符合试验结果。本文提出的方法和结论可以用于航空发动机工作叶片的寿命分析。

一、前 言

航空发动机工作叶片 (尤其是在高温下工作的涡轮叶片), 在飞机的一次起飞到降落的工作循环中, 承受一次低周的离心力负荷、温度负荷、气动负荷作用, 同时由于叶片本身的弯曲振动, 又承受高周振动载荷。对于复合疲劳, 由高低周载荷共同作用引起的复合损伤并非两种载荷单独作用时的简单迭加, 其寿命预测也不宜以单一疲劳的寿命值为标准, 这种复合疲劳有其许多特有的规律和特征。因此, 我们根据航空发动机工作叶片的实际工作特点, 设计了一种能很好模拟其载荷环境 (热循环、低周载荷叠加高周载荷) 的复合疲劳试验机, 并针对叶片的结构特点, 以平板试件为研究对象进行了一系列复合疲劳研究。

二、试验研究

1. 试验机 本文设计的疲劳试验机是一种拉弯复合疲劳试验机, 其结构和工作原理见图 1 (图中 1 为力传感器, 2 为测力仪, 3 为温度记录仪, 4 为偏心轴电机, 5 为频率计)。它可分为主试验机和控制测量系统两大部分。主试验机包括低周、高周加载系统、循环加热和循环冷却系统。低周载荷由液压作动筒施加脉动拉伸载荷; 高周载荷由直流电机带动一偏心轴施加与低周载荷垂直方向的弯曲振动载荷; 加热系统采用高频电

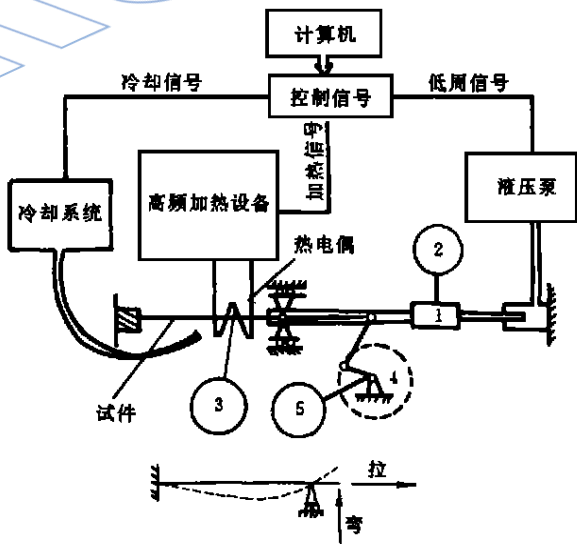


图 1 试验机工作原理及试件力学模型

磁感应加热; 冷却系统采用间断喷水冷却。低周加载系统和温度循环系统采用计算机控制。这种复合疲劳试验机能很好的模拟航空发动机工作叶片在实际工作过程中的真实载荷环境, 高

低周载荷采用不同轴向的加载方式并能消除相互间之干扰。所用的加热冷却方案也能有效而稳定地对试验段施加循环温度载荷。

2. 试件及材料 试件有 a、b 两种。几何尺寸见图 2, 其中试件 a 为 30[#] 钢开槽平板试件; 试件 b 为 45[#] 钢带孔平板试件, 厚度都是 5mm。材料的机械性能: 温度 20℃ 下试件 a 的 $E = 195\text{GPa}$, $\sigma_b = 550\text{MPa}$, $\sigma_{0.2} = 340\text{MPa}$; 试件 b 的 $E = 184\text{GPa}$, $\sigma_b = 925\text{MPa}$, $\sigma_{0.2} = 823.6\text{MPa}$ 。温度 350℃ 下试件 b 的 $E = 124.4\text{GPa}$, $\sigma_b = 756\text{MPa}$, $\sigma_{0.2} = 648.6\text{MPa}$ 。

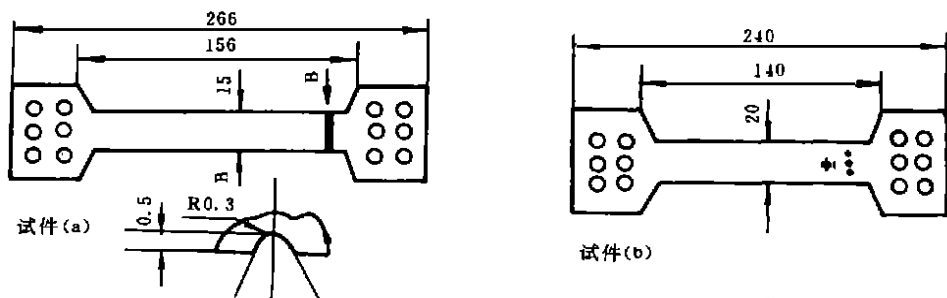


图 2 试件几何尺寸

3. 载荷谱 常温下复合疲劳载荷曲线如图 3; 热循环下复合疲劳载荷曲线见图 4。去掉各自的高周载荷即为相应的低周疲劳载荷曲线。低周载荷为幅值 σ_L 和频率 f_1 的循环拉伸载荷; 高周载荷为幅值 1.97mm 和频率 f_2 的恒幅位移强迫振动。在这种高周振幅下, 当 σ_L 值在 350MPa~550MPa 时, σ_H 高周应力幅值约占 σ_L 的 20%~30% 之间。

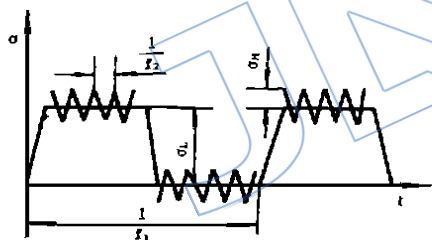


图 3 常温下复合疲劳载荷谱

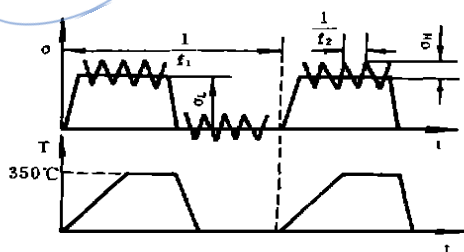


图 4 热循环下复合疲劳载荷谱

4. 试验结果 (1) 室温下高低周复合疲劳对试件 a 做的各种频率比 $n (n = f_2/f_1)$ 下不同 σ_L 的试验结果见图 5、6。(2) 热循环下复合疲劳用试件 b 做了一组温度循环(室温-350℃)下

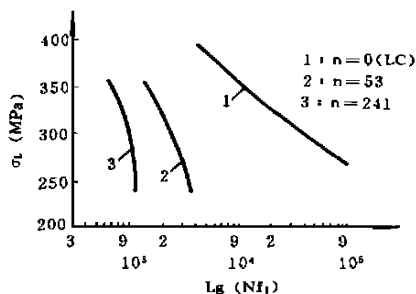


图 5 常温下复合疲劳 σ_L-Nf_1 曲线 (Nf_1 —低周循环次数)

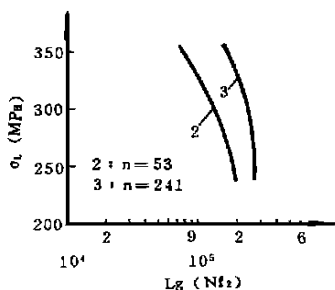


图 6 常温下复合疲劳 σ_L-Nf_2 曲线 (Nf_2 —低周循环次数)

的低周疲劳和针对频率比 $n = 1250$ 时温度循环下高低周复合疲劳试验; 为便于比较起见, 也作了一组室温下的低周疲劳试验, 结果见图 7。

5. 试验结果分析 (1) 从低周疲劳和温度循环下的低周疲劳试验曲线 (图 5 的 1、图 7 的 1、2) 可以看出, 这种 $\sigma - Nf_1$ 寿命曲线符合低周疲劳的一般规律, 尤其在对数坐标系下这种曲线趋于一条直线, 说明试验结果是合理的。此外温度循环大大降低了其疲劳寿命。在上述试验条件下, 施加室温 - 350°C 的恒幅温度循环可使其疲劳寿命下降 10 倍以上。(2) 在低周疲劳基础上叠加一小幅值的高周载荷可使其疲劳寿命大大降低。从图 5 可以看出, 在低周载荷基础上叠加一等幅值 (约占 σ 的 20% ~ 30%) 的高周载荷后, 其低周寿命降低的数值与频率比 n 有关, 频率比 n 越大, 低周 Nf_1 值降低越多, 而且随着低周载荷的降低, 其 $\sigma - Nf_1$ 曲线将趋于垂直于 Nf_1 轴的直线, 说明在较小的低周载荷下高周疲劳对寿命影响较大。从图 7 的曲线 3 可以看出, 当频率比 n 增加到 $n = 1250$ 时, 低周寿命曲线便明显地呈现出一垂直于 Nf_1 轴的特征。

6. 理论分析与讨论 为进一步揭示这种复合疲劳中频率比 n 对其寿命影响的规律, 我们作以下理论分析。首先引进两个概念: 对于复合疲劳, 每次高、低周循环载荷所造成的疲劳损伤并非为各自单一疲劳时的损伤值, 二者间具有相互耦合的作用。我们把复合疲劳中每次低周循环对构件造成的疲劳损伤称之为耦合低周损伤度, 用 $1/A$ 表示。同样, 每次高周载荷循环对构件的损伤称之为耦合高周损伤度, 用 $1/B$ 表示。

我们有理由提出如下假设: 假设 $1/A$, $1/B$ 只是高低周载荷匹配的参数, 而与频率比无关, 于是, 对于同一种载荷匹配, 设两组不同频率比 n_1 、 n_2 对应的低周寿命分别为 $(Nf_1)_1$ 、 $(Nf_1)_2$, 高周寿命为 $(Nf_2)_1$ 、 $(Nf_2)_2$, 我们有: $1/A + n_1/B = 1/(Nf_1)_1$, $1/A + n_2/B = 1/(Nf_1)_2$ 。解此联立方程, 得

$$1/A = 1/(Nf_1)_1 - (n_1/B) = [1/(Nf_1)_1 - 1/(Nf_1)_2] / (n_1 - n_2) \quad (1)$$

$$1/B = [1/(Nf_1)_1 - 1/(Nf_1)_2] / (n_1 - n_2) \quad (2)$$

进而在相同的载荷匹配下, 对于另一频率比 n 的复合疲劳, 有:

$$Nf_1(n) = 1/(1/A + n/B), \quad Nf_2(n) = nNf_1(n) = n/(1/A + n/B) \quad (3)$$

以上公式具有显而易见的实际意义。公式 (1)、(2) 可以根据两种不同频率匹配下的低周寿命值计算出一定载荷匹配下的耦合低周、耦合高周损伤度。公式 (3) 可以作另一频率比 n 的寿命预测。由图 5 的曲线 3 和 2, 按公式 (1)、(2) 计算得 $1/A$ 、 $1/B$ 值绘在双对数坐标系上 (见图 8)。从图 8 可以看出: 随 $\lg \sigma$ 的降低, $\lg A$ 几乎成线性关系增大, 而 $\lg B$ 值, 则当 $\lg \sigma$ 小于 $\lg \sigma_m$ 值之后, 几乎不随 $\lg \sigma$ 的减小而增大, 而是趋于一常值; 这说明随 σ 的减小, 高周损伤所占比重越来越大以至于以高周损伤为主, 因此当 $\sigma < \sigma_m$ 时, 高周损伤趋于一常数以至使 Nf_1 值亦趋于一常数。根据图 5、6 的试验数据, 由公式 (1) ~ (3) 可以计算出任何频率比下的复合疲劳寿命, 计算结果得到的各频率比下的 $\sigma - \lg(Nf_1)$ 曲线见图 9。

由以上曲线可以得出这样结论: 在大频率比下 (如当 $n > 1000$), 低周寿命曲线便趋于垂

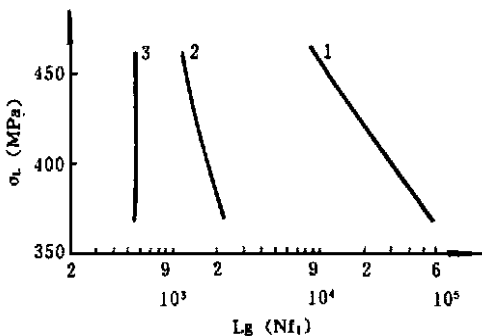


图 7 温度循环下复合疲劳及低周疲劳寿命曲线
1 常温低周; 2 温度循环+ 低周
3 温度循环+ 低周+ 高周

直于 Nf_1 轴的直线 (当然 Nf_2 也具有同样规律), 亦即此时的损伤主要以高周为主, 热循环下的复合疲劳结果 (图 7 的试验曲线 3) 可以证明这一点。

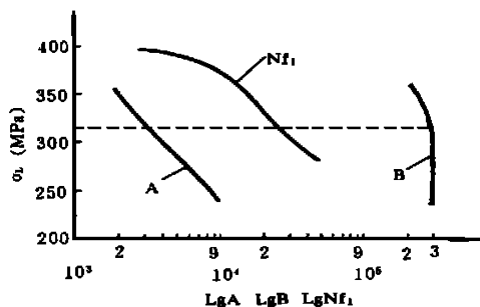


图 8 $\sigma_L - \lg A$ ($\lg B$, $\lg Nf_1$) 曲线

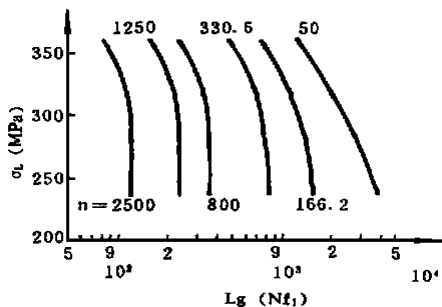


图 9 各频率比下的 $\sigma_L - Nf_1$ 曲线

为了定量分析复合疲劳中的复合低周损伤量 D_L 和复合高周损伤量 D_H 随频率比 n 的变化规律, 特作下面的进一步分析。根据 $1/A$ 、 $1/B$ 的物理意义, $D_H = Nf_1 / A$, $D_L = nNf_1 / B$ 。显然, $D_L + D_H = 1$, 针对 $\sigma_L = 239 \text{ MPa}$ (σ_1) 和 $\sigma_L = 316 \text{ MPa}$ (σ_2) 时的不同频率比 n 对应的 D_H (D_L) - n 曲线如图 10 所示。从这条曲线可以看出: 随频率比 n 增大, D_H 迅速增大且趋于 1, 图中的曲线 (σ_1), 当 $n = 800$ 时, $D_H = 0.89$ ($D_L = 0.11$), 这就充分说明了在大频率比下复合损伤主要由高周损伤造成的。在同一频率比下也可以给出类似的 $D_H - \sigma_L$ 曲线, 当 $n = 50$ 、1250 时的 $D_H - \sigma_L$ 曲线如图 11 所示, 表明同一频率比下, 高周损伤随低周载荷的降低而增大。

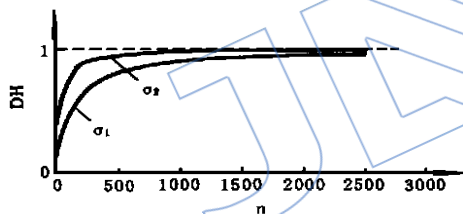


图 10 $D_H - n$ 曲线

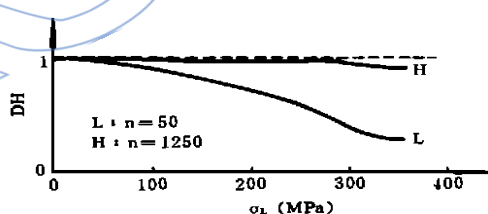


图 11 $D_H - \sigma_L$ 曲线

7. 寿命预测方法 综合上述试验结果和理论分析, 对于复合疲劳, 我们提出这样的寿命分析方法: (1) 对于小频率比 ($n < 800$ 时) 以公式 (1) ~ (3) 进行寿命预测。(2) 对于大频率比 ($n > 800$) 时可将公式 (3) 简化为: $Nf_1 \approx B/n$, $Nf_2 \approx B$ 。其中 B 值可以近似将低周载荷变为恒载下的相应高周疲劳试验取得。

结论 (1) 初步揭示了复合疲劳中各种参数尤其频率比这一重要参数在复合疲劳中的作用。上述方法和结论可用于复合疲劳的寿命预测。(2) 上述结论和方法是针对碳钢材料在上述试验条件下取得的, 关于其它材料及其他条件下的复合疲劳规律有待进一步研究和完善。

参 考 文 献

- [1] 许凤旌, “多孔试件在热循环下复合疲劳的损伤特性研究”, 硕士论文, 1991. 5。
- [2] 林朝阳, “叶片的低周叠加高周复合疲劳试验研究”, 硕士论文, 1989. 3。
- [3] 何晋瑞, “金属高温疲劳”, 科学出版社, 1984 年。

fringe pattern, it is possible to subtract two time average pattern at any given frequency. In result, the fringe pattern is obtained with high visibility but only valid at the given frequency. A phase shifting technique is adopted to overcome this shortcoming. A time average image is put into processor and frame store (renewed and put into processor per 40ms), then a subsequent image with a phase shift of $\Delta\Phi$ resulted from sinusoidal modulation in object beam is recorded and subtracted from the first image. This method is similar to modulation of light intensity function of speckle pattern. The advantage of this method is the capabilities of obtaining real time fringe pattern of vibration with high resolution and of performing frequency scanning at a wide range. Its application to the vibration pattern measurement of disk-blade coupling in an aeroengine is a great success.

ANALYSIS OF TENON AND MORTISE CONTACT PROBLEMS BY BOUNDARY ELEMENT METHODS

Wen Weidong and Gao Deping

(Nanjing Aeronautical Institute, Nanjing 210016)

ABSTRACT

The boundary element equations of 2-D elastic contact problems are established by the incremental principle and some concrete approaches to solution of the contact procedure are considered. The contact stresses of the dove tail and the pine tree joints of the disk/blade assembly are numerically analyzed. From the comparison of the numerical results of boundary element methods (BEM) with those of FEM and photoelasticity experiments it is concluded that the results of BEM are satisfactory in contrast with FEM, the BEM not only simplifies data preparation but also gives the results of the same accuracy level with fewer discrete elements and saves the computer time tremendously.

A COMPOUND FATIGUE INVESTIGATION OF PLATE SPECIMEN UNDER LOW-CYCLE LOAD SUPERPOSED ON HIGH CYCLE LOAD

Xu Fengjing, Nie Jingxu, Zhao Changzhan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

According to real operating conditions of turbine-engine blades in service, a series of combination tests of various load matching and frequency matching for plate specimens was carried out on the compound fatigue testing rig which can simulate operating loads on the blades. From the test results and theoretical analyses, some characteristics and the regularities of this compound fatigue are obtained. A new method of life prediction for this compound fatigue is presented in this paper. The calculated results of this method are in good agreement with the experiments.

RESEARCH ON DAMAGE TOLERANCE OF COMPRESSOR BLADE

Zheng Guanghua, Yu Juanhong, Hou Guichang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

This paper describes the damage tolerance analysis of compressor blade by fracture mechanics. Finite element method with 20-nodes solid elements is used for the stress calculation. A displacement method is provided to determine the stress intensity factors K_I , K_{II} and K_{III} versus crack length a of the blade. Based on the material toughness