

基于试片超高周疲劳试验的叶片高周疲劳寿命估算方法

李全通, 通旭东, 高星伟, 陈 卫, 程 礼
(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 依据梁的振动理论, 推导了叶尖振幅 a 与叶片自振频率 f 乘积 af 值, 来表征叶片振动应力; 基于某型航空发动机压气机叶片材料试片超高周疲劳试验结果, 结合 af 值理论, 推断该叶片高周疲劳寿命. 对该叶片进行 1 阶弯曲高周疲劳试验, 结果显示: af 值为 1700, 1800, 1900 mm/s 时, 超高周试验疲劳试片和实际叶片的疲劳寿命均在 1×10^7 , 0.7×10^7 , 0.5×10^7 周次附近, 即超高周疲劳试验试片和实际叶片的疲劳寿命基本一致.

关 键 词: af 值; 疲劳寿命; 估算; 高周疲劳; 超高周疲劳
中图分类号: V235.1 **文献标志码:** A

Estimation method of blade high cycle fatigue life based on ultra-high cycle fatigue test of specimen

LI Quan-tong, TONG Xu-dong, GAO Xing-wei,
CHEN Wei, CHENG Li

(Aeronautics and Astronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: According to girder vibration theory of beam, “ af ” value, which is the product of blade tip vibration amplitude “ a ” and frequency “ f ”, was deduced to express vibration stress of blade. Based on the ultra-high cycle fatigue test result of a type of aero-engine compressor blade material specimen and “ af ” value theory, the blade high cycle fatigue life was deduced. The results of blade first order bending high cycle fatigue validated the deduction. It shows that when “ af ” value is 1700, 1800, 1900 mm/s, the fatigue lives of ultra-high cycle fatigue test specimen and actual blade are in the vicinity of 1×10^7 , 0.7×10^7 and 0.5×10^7 cycle, indicating the fatigue life of ultra-high cycle fatigue test specimen is consistent with the actual blade.

Key words: “ af ” value; fatigue life; estimation; high cycle fatigue; ultra-high cycle fatigue

航空发动机压气机工作叶片的疲劳强度与疲劳寿命关系到航空发动机整机的可靠性与安全性. 而工作叶片的疲劳寿命与疲劳强度一般需通过试验方法获取, 即利用激振设备, 使得叶片在某阶自振频率下发生共振^[1-4]. 一般电磁激振振动台

的激振频率范围有限, 在 3000 Hz 以下; 而当叶片短而厚, 其固有频率高, 或者需要获得较高阶振动模态下的高周振动疲劳寿命时, 其激振频率往往达不到要求, 无法满足试验条件, 工作叶片的疲劳寿命或疲劳强度无法验证^[5-6]. 根据叶片实验统

计,有人提出了 af 值的概念^[7-8],即用航空发动机叶尖振幅 a 与叶片自振频率 f 乘积 af 值作为衡量叶片振动强度的标量(此值量纲为 mm/s,为速度量纲)表征叶片振动应力的大小.通常,由于叶片加工的因素,其自振频率和最大应力大小及位置或多或少存在偏差,单纯靠应变片测应力应变-寿命的方法也不能准确地反映叶片的疲劳寿命,而 af 值表示特定振型下振幅与固有振动频率的乘积,能够反映该振型最大应力位置及大小,因为对于确定的振幅和振型,必然在叶片某一处存在最大应力 S ,而疲劳寿命取决于材料在疲劳源区的塑性变形,正是最大应力部位,因而可以把 af 值作为描述叶片疲劳寿命的参量.

本文依据梁的振动理论,建立叶尖振幅 a 与叶片自振频率 f 乘积即 af 值来表征叶片振动应力的基础上,根据采用某型航空发动机压气机材料试片在20 kHz超高周疲劳试验结果,建立试片与叶片 af 值和疲劳寿命的等效关系;并以此为依据,预测该材料的压气机工作叶片的 af 值与疲劳寿命的关系,并对该叶片进行1阶弯曲高周疲劳试验,验证了推断结果,为预测叶片高频高周疲劳寿命提供了一种方法.

1 振动应力 af 值推导

由无限多的微元段 dx 组成的等截面梁,如图1.

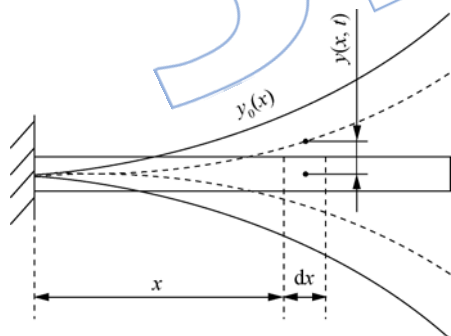


图1 等截面梁模型

Fig. 1 Constant section beam model

各微元段之间的截面上作用着弯曲力矩和剪切力.则各微元段的振动可表示为

$$y(x, t) = y_0(x) \cos pt \quad (1)$$

式中 p 为振动角频率; $y_0(x)$ 为弹性线,即梁振动到边缘位置时各微元段的横向位移,仅为坐标 x 的函数.

对于每个微元段,其弹性恢复力与振动时其质量惯性力相平衡.作用在微元段上的弹性恢复

力为其两侧的剪切力即 dQ

$$dQ = q dx = \frac{d^2 M}{dx^2} dx = \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left[EJ \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right] dx \quad (2)$$

式中 q 为单位长度的质量力; M 为弯矩; E 为弹性模量; J 为惯性矩.

微元段的惯性力为 $\rho A \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} dx$, 则梁振动的基本微分方程为

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left[EJ \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right] dx + \rho A \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} dx = 0 \quad (3)$$

式中 A 为横截面积.由此可以得出梁振动的弹性线 $y_0(x)$

$$y_0 = C_1 \sin ax + C_2 \cos ax + C_3 \operatorname{sh} ax + C_4 \operatorname{ch} ax \quad (4)$$

式中 C_1, C_2, C_3, C_4 均为由边界条件所确定的常数.

航空发动机的工作叶片为一端固装,另一端自由的悬臂梁.其边界条件是

$$\text{固定端: } x=0, y_0=0, \frac{dy_0}{dx}=0$$

$$\text{自由端: } x=l, \frac{d^2 y_0}{dx^2}=0, \frac{d^3 y_0}{dx^3}=0$$

代入式(4)可得出

$$y_0 = C_3 (\operatorname{sh} ax - \sin ax) + C_4 (\operatorname{ch} ax - \cos ax) \quad (5)$$

$$\begin{cases} C_3 a^2 (\operatorname{sh} al + \sin al) + C_4 a^2 (\operatorname{ch} al + \cos al) = 0 \\ C_3 a^3 (al + \cos al) + C_4 a^3 (\operatorname{sh} al - \sin al) = 0 \end{cases} \quad (6)$$

$$\cos al = \frac{-1}{\operatorname{ch} al} \quad (7)$$

对式(7)求解可得1阶弯曲振动时 $(al)_1 = 1.875$.把式(1)代入式(3),分离变量 t ,代入 $(al)_1$ 值,可得1阶弯曲振动角频率为

$$p_1 = \frac{3.515}{l^2} \cdot \sqrt{\frac{EJ}{A\rho}} \quad (8)$$

把 $(al)_1$ 值代入式(6),可得1阶弯曲振动弹性线

$$y_{01} = C\varphi_1 = C \left\{ 0.366 \left[\sin \left(1.875 \frac{x}{l} \right) - \operatorname{sh} \left(1.875 \frac{x}{l} \right) \right] + 0.5 \left[-\cos \left(1.875 \frac{x}{l} \right) + \operatorname{ch} \left(1.875 \frac{x}{l} \right) \right] \right\} \quad (9)$$

当 $x=l$ 时,上式中大括号 $\{\}$ 内的数值均为1,故 C 就代表叶尖振幅.

在弯曲振动时,叶片每个截面都有弯曲力矩

$M = EJ \frac{d^2 y_0}{dx^2}$, 且叶根处的力矩最大.对式(9)求

导,则在叶根 $x=0$ 处, $\varphi_1''=1$, 即 $y_{01}''=\frac{d^2 y_{01}}{dx^2}=$

$\frac{3.516C}{l^2}\varphi_1''=\frac{3.516C}{l^2}$. 则叶根振动应力为

$$\sigma_v = hE \frac{d^2 y_0}{dx^2} = \frac{Eh}{l^2} 3.516C \quad (10)$$

式中 h 为矩形截面的半厚度. 把式(8)代入上式, 把 C 写为 a , 令 b 为截面宽度, 代入 $A=2bh$, $J=$

$\frac{2}{3}bh^3$, $\sqrt{\frac{J}{A}} = \frac{h}{\sqrt{3}}$ 则得

$$\sigma_v = p_1 C \sqrt{3E\rho} = f_1 a (2\pi \sqrt{3E\rho}) = af_1 D \quad (11)$$

式中 $D = 2\pi \sqrt{3E\rho}$, 对于一定的材料, 此值为常数; f_1 为 1 阶自振频率.

综上所述, af 值就表征着最大振动应力 σ_v (对于不同形状的截面, 包括变截面叶片, 可以折合一个合适的 D 值), 即在一定的 af 值下振动的叶片, 应具有一定的寿命. 大量的疲劳试验可证明对于实际的叶片, D 值几乎是不变的.

2 试片超高周疲劳试验

为了研究叶片 af 值与疲劳寿命的关系, 对压气机叶片材料 1Cr12Ni2WMoVNB 试片进行 20 kHz 下的超高周疲劳试验. 试验在超声疲劳试验系统进行^[9-10]. 试片用夹具和螺栓固定在位移放大器试验端, 由超声发生器产生激励信号经由换能器换能和放大器放大, 加载在试片上产生弯曲振动. 应力水平通过计算机控制系统设定, 并通过激光测振仪测量试片端部振幅. 试验以循环 10^8 周次为基准, 超过 10^8 周次停止试验. 超高周疲劳试验试片如图 2.

在不同振幅下进行试验, 振幅分别取 0.07, 0.08, 0.09, 0.10 mm. 得到的 1Cr12Ni2WMoVNB 材料试验结果如表 1 所示.



图 2 超高周疲劳试验试片

Fig. 2 Ultra-high cycle fatigue test specimen

表 1 1Cr12Ni2WMoVNB 材料试验结果
Table 1 1Cr12Ni2WMoVNB material test results

序号	af 值/(mm/s)	疲劳寿命/ 10^7 周次
1	1400	1.33
2	1400	2.51
3	1400	2.07
4	1600	0.52
5	1600	0.32
6	1600	0.44
7	1800	0.26
8	1800	0.18
9	1800	0.36
10	2000	0.10
11	2000	0.14
12	2000	0.08

3 叶片疲劳强度推算

由 1 节推导结论可知, $\sigma_v = af \cdot D$, 且对于同一种材料, D 值为常数, 即 af 值与应力是线性函数. 因此, 在描述 af 值-疲劳寿命的关系时, 可以采用与应力-疲劳寿命关系相似的形式 $S^B N = A$ ^[11-12]. 令 $S=af$, 对上式两边取对数得

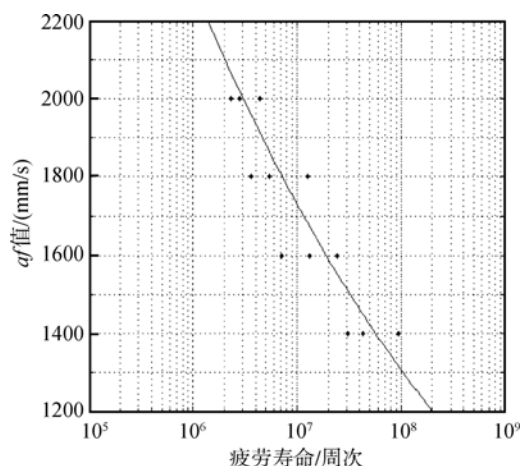
$$\lg N = \lg A - B \lg (af) \quad (12)$$

其中 A, B 为常数.

用第 2 节超高周疲劳试验结果对式(12)拟合, 得到 af 值-疲劳寿命关系曲线, 如图 3. 图中横坐标为疲劳寿命 N , 纵坐标为 af 值. 拟合得到 $A=1.5204$, $B=8.2363$.

图 3 即为材料 1Cr12Ni2WMoVNB 的 1 阶弯曲振动 af 值-疲劳寿命关系曲线. 对于同一种材料的不同叶片, 无论其各自的 1 阶固有频率和叶尖振幅为多少, 只要 af 值相同, 就具有相同的疲劳寿命.

通常的高周疲劳试验大都采用控制最大应力的方法进行^[13-15], 但是由于叶片结构形状复杂以及加工误差, 常常导致最大应力位置很难确定; 利用电阻应变片或其他传感器测量最大应力也很困难. 另外, 电磁激励振动台激励频率范围有限, 当叶片形状体积较小, 或者振动模态阶次较高时, 由于其固有频率高, 一般电磁激励振动台无法满足试验条件, 其疲劳寿命难以确定.

图 3 af 值-疲劳寿命的关系曲线Fig. 3 “ af ” value and fatigue life curve

因此,采用 af 值表征振动应力的方法可以通过超高周疲劳试验获得的 af 值-疲劳寿命关系,预测高周疲劳试验中叶片的寿命.由于 af 值是叶片自振频率与叶尖振幅的乘积,所以只要对叶片进行模态试验,获得叶片的自振频率,结合 af 值-疲劳寿命曲线,就可以推断在不同振动振幅下叶片的高周疲劳寿命.

4 叶片高周疲劳试验与结果验证对比

为了验证用试片超高周疲劳试验 af 值-疲劳寿命关系来预测实际工作叶片高周疲劳寿命的可行性与正确性,本文对同种材料实际叶片进行 1 阶弯曲高周疲劳试验.

根据航空工业标准 HB5277-84,采用升降法对一组工作叶片进行疲劳试验.试验系统包括激振系统、测量与监控系统两部分.叶片用电磁激励振动台激振.利用夹具将叶片固定在电磁激励振动台上,使振动台按照正弦规律振动,控制振幅和频率,当激振频率接近于叶片的自振频率时,叶片处于近似共振状态.调整激振频率或激振电压,使叶尖振幅为预定值.

试验时需要精确地测量和监控叶尖振幅,利用读数显微镜测量,其测量精度可以达到 0.01 mm.在叶身关键部位贴应变片,通过动态应变仪测量应变片输出应变值.试验的疲劳寿命以 1×10^7 周次为循环基数,应力水平定为 5 级.对 15 个叶片进行高周疲劳试验,结果见表 2.

表 2 1Cr12Ni2WMoVNb 材料叶片高周疲劳试验结果

Table 2 High cycle fatigue test result of 1Cr12Ni2WMoVNb material blade

试验序号	应力/MPa	叶尖振幅/mm	共振频率/Hz	af 值/(mm/s)	疲劳寿命/ 10^7 周次	试验结果
1	406.6	2.00	856.2	1712.4	0.949	断裂
2	386.27	1.90	893.2	1697.1	1.039	未断
3	406.6	2.00	879.4	1758.4	1.004	未断
4	426.93	2.10	872.6	1832.5	0.568	断裂
5	406.6	2.00	873.8	1747.6	1.002	未断
6	426.93	2.10	884.7	1857.9	0.524	断裂
7	406.6	2.00	886.3	1772.6	1.070	未断
8	426.93	2.10	861.6	1809.4	1.021	未断
9	447.26	2.20	882.7	1941.9	1.001	未断
10	467.59	2.30	857.2	1971.6	0.576	断裂
11	447.26	2.20	869.0	1911.8	0.106	断裂
12	426.93	2.10	889.9	1868.8	1.503	未断
13	447.26	2.20	884.5	1945.9	0.616	断裂
14	426.93	2.10	865.3	1817.1	0.709	断裂
15	406.60	2.00	849.5	1699.0	1.017	未断

表 2 中未断裂叶片即通过高周疲劳试验.把断裂叶片的试验数据画在 af 值-疲劳寿命曲线图中,如图 4 所示.可以看出:叶片高周疲劳试验数据基本落在曲线附近,即相同 af 值下,超高周疲劳试验试片和实际叶片的疲劳寿命基本一致.因此,利用材料超高周疲劳试验的 af 值-疲劳寿命

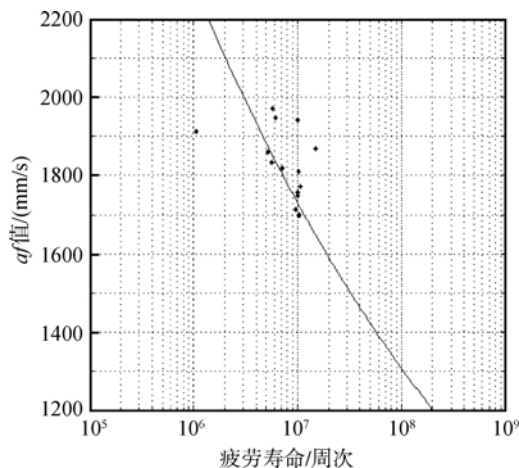


图 4 叶片高周疲劳试验结果

Fig. 4 Blade high cycle fatigue test results

关系预测实际叶片的高周疲劳寿命的方法是可行的。

5 结 论

1) af 值作为叶尖振幅与叶片自振频率的乘积,可以表征最大振动应力,它与最大应力的关系为

$$\sigma_v = af \cdot D$$

对于同一种材料, D 为常数。在一定的 af 值下振动的叶片,具有一定的寿命。

2) 通过超高周疲劳试验获得的 af 值与疲劳寿命的关系,可以预测同种材料叶片的高周疲劳寿命。当一般电磁激励振动台无法进行高频率激励时,只要对叶片进行模态试验,获得叶片高周振动频率,结合试片 af 值-疲劳寿命关系,就可以推断叶片在不同振幅下的高周疲劳寿命。

两者结果基本一致,表明试验与理论推算合理,估算方法可行,为航空发动机叶片试验及寿命估算提供借鉴。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 陶春虎. 航空装备失效典型案例[M]. 北京:国防工业出版社,1998.
- [3] Newport A, Linka G. Effect of notch-strain calculation method on fatigue-crack-initiation life predictions[J]. Experimental Mechanics, 1990, 30(2): 208-216.
- [4] Cowles B A. High cycle fatigue in aircraft gas turbines; an industry perspective[J]. International Journal of Fracture, 1989, 80(2/3): 147-163.
- [5] 孙强, 张忠平, 柴巧, 等. 航空发动机压气机叶片振动频率与温度的关系[J]. 应用力学学报, 2004, 21(4): 137-139.
SUN Qiang, ZHANG Zhongping, CHAI Qiao, et al. The relationship between aircraft engine compressor blade vibration frequency and temperature[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2004, 21(4): 137-139. (in Chinese)
- [6] 宋兆泓. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京:北京航空学院出版社,1988.
- [7] 张忠平, 孙强, 李春旺, 等. 航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命与 af 值的关系[J]. 应用力学学报, 2006, 23(3): 459-461.
ZHANG Zhongping, SUN Qiang, LI Chunwang, et al. The relationship between aeroengine compressor blade fatigue life and af value[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2006, 23(3): 459-461. (in Chinese)
- [8] 沈达宽. 航空发动机强度计算[M]. 北京:国防工业出版社,1980.
- [9] 李全通, 刘青川, 申景生, 等. TC17 钛合金超高周弯曲振动疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 617-622.
LI Quantong, LIU Qingchuan, SHEN Jingsheng, et al. TC17 titanium alloy ultrahigh cycle fatigue test bending vibration[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 617-622. (in Chinese)
- [10] 高潮, 程礼, 彭桦, 等. 20 kHz 下 TC17 钛合金超高周疲劳性能研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 811-816.
GAO Chao, CHENG Li, PENG Ye, et al. TC17 titanium alloy ultrahigh cycle fatigue properties under 20 kHz[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 811-816. (in Chinese)
- [11] 戈康达. 金属的疲劳与断裂[M]. 颜鸣皋, 刘才穆, 译. 上海:上海科学技术出版社,1983.
- [12] YANG Moucun, NIE Hong. Analysis approach to durability based on material initial fatigue quality and S-N curve[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20(6): 518-523.
- [13] 李静, 孙强, 李春旺, 等. 某型航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命研究[J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 189-193.
LI Jing, SUN Qiang, LI Chunwang, et al. Research of aero-engine compressor blades vibration fatigue life[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(2): 189-193. (in Chinese)
- [14] 胡安辉, 马康民. 某型航空发动机压气机四级转子叶片振动特性分析[J]. 失效分析与预防, 2006, 1(4): 10-12.
HU Anhui, MA Kangmin. Aeroengine compressor fourth stage rotor blade vibration characteristic analysis[J]. Failure Analysis and Prevention, 2006, 1(4): 10-12. (in Chinese)
- [15] 李锋, 何宇廷, 李鸿鹏, 等. 某型航空发动机压气机四级转子叶片失效分析[J]. 材料工程, 2006(增刊1): 382-384.
LI Feng, HE Yuting, LI Hongpeng, et al. Aeroengine compressor fourth stage rotor blade failure analysis[J]. Journal of Materials, 2006(suppl. 1): 382-384. (in Chinese)