

空心冷却涡轮叶片的寿命预测

西北工业大学 梁国炜

摘 要

本文将“局部应力应变法”用于涡轮叶片寿命预测的几个主要环节,经验证明,这个方法是预测构件(不仅限涡轮叶片)寿命的有力工具,无论在设计或确定现有装置的工作可靠性方面,都会起很大作用。最后指出,要实际应用到发动机或其它复杂装置上时,尚有一些障碍(例如载荷谱和应力分析手段的效率和费用)有待解决。

一、引 言

高温、复杂的几何构造、多变的工况,使涡轮叶片成为发动机的关键部件之一,它的损坏往往导致整台发动机的毁损,因此,叶片的寿命预测引人注目。从材料的损伤机理角度看,疲劳/蠕变交互作用扮演了重要的角色。在实验室条件下的研究已有许多报导^[1~3],然而对于涡轮叶片损伤和寿命预测的报告甚少,这是由于叶片的疲劳损伤与实验室条件下试样的损伤有很大区别:在叶片实际工况下,材料处在变温、变幅且多轴应力下工作,要实验模拟很困难。

七十年代中期以来,“局部应力应变法”对预测构件寿命取得了一定的进展^[4],近年来,我们运用“局部应力应变法”预测构件疲劳/蠕变寿命,也取得了相同水平的结果。其内容与步骤见图1。

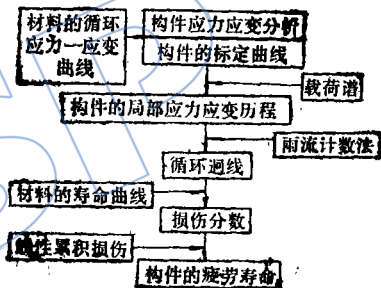


图1 用“局部应力应变法”
预测构件的疲劳寿命

二、材料的寿命

材料的寿命数据是构件寿命预测的根据和基础。针对当前涡轮叶片材料,我们研究了M17镍基铸造高温合金的疲劳/蠕变寿命曲线。

1. M17合金的疲劳-蠕变寿命 采用“应变范围区分法”(SRP),在760℃(恒温)得到M17的疲劳/蠕变交互作用寿命如下^[5]:

$$\begin{aligned} \Delta \varepsilon_{pp} &= 0.07854(N_{pp})^{-0.840}, \Delta \varepsilon_{pc} = 0.6650(N_{pc})^{-0.577}, \\ \Delta \varepsilon_{cp} &= 0.00319(N_{cp})^{-0.2855}, \Delta \varepsilon_{cc} = 0.00178(N_{cc})^{-0.1055} \end{aligned} \quad (1)$$

采用SRP法估计材料寿命有下列优点:(1)温度对寿命曲线的影响不大,因而在某一适当温度下取得的寿命曲线,可应用于其他温度下的构件寿命预测,这就大大节省试验工作量。(2)与其他方法比较(例如频率法),SRP法考虑了拉和压、塑性流动和蠕变及其组合

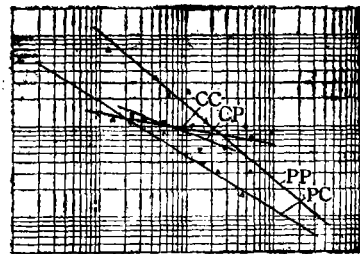


图2 用PSR法测定M17合金的疲
劳/蠕变寿命(760℃)

对损伤的影响。实质上模拟了使用工况下的损伤,在工程应用上也很方便。

但应指出,对于复杂构件(例如涡轮叶片)处在真实工况下,其关键局部的应力~应变回线不可能用实验方法取得,各个应变范围分量 $\Delta\epsilon_{ij}$ ($i, j = p, c$)也不可能用实验方法区分(如文献[6]那样),作者发展了一套程序,使高温构件在给定载荷谱下获得局部的应力~应变回线,并区分出 $\Delta\epsilon_{ij}$,从而使SRP法能具体应用到构件的寿命预测。

M17合金的四条寿命曲线中,PC的损伤最大(图2)在相同的应变范围内,寿命最短,这与一般情况不同(一般CP的寿命最短)。文献[7,8]解释,晶界的空穴成核是受剪切控制的过程,跨越晶界的正应力对空穴的联合和裂纹成长是重要的,文献[9]认为,所有压缩循环都产生空穴,而压缩蠕变不产生空穴。但这些看法与我们的实验结果矛盾,因此,需进一步研究压缩蠕变对晶界空穴产生和损伤的影响和M17合金的损伤机理。

2. 高、低周复合疲劳 涡轮叶片除了承受低周疲劳和蠕变损伤外,有时还受到振动载荷,由此导致高、低周复合疲劳损伤。文献[10]研究了这种损伤对裂纹扩展的影响,在国内涂柏林等也对GH36做了类似的研究。1984年我们对LY₁₂-CZ合金进行实验研究,着重次循环的频率和荷载幅对裂纹萌生(即初始寿命)的影响[11]。我们发现:(1)次循环使裂纹萌生寿命 N_1 显著降低,并随次循环频率 f_2 和幅值比 Q (次循环载荷幅/主循环载荷幅)增大而寿命下降。与线低周疲劳寿命比较, N_1 可降低到42%。(2)但当 f_2 很低时($f_2 = 10\text{Hz}$), N_1 下降到33%,试件缺口边缘的应变出现“棘轮”现象。

根据试验结果,李俊提出高、低周复合疲劳的寿命 N_1 (低周循环数)公式[12]:

$$(\sigma_2/\sigma_1)f_2^k = \alpha \text{Lg} N_1 \quad (2)$$

式中 σ_1 和 σ_2 分别为低周和高周疲劳应力幅; K, α -材料常数。但由于积累数据有限,该式有待进一步验证,对于这种复合疲劳的损伤机理也存在不同看法,有待微观分析研究。

三、材料的循环特性(循环应力-应变曲线)

用“局部应力应变法”预测构件寿命,在很大程度上依赖于构件的应力应变分析,其中所用的材料本构关系是循环加载下的应力~应变关系。一般材料在循环加载下出现硬化/软化现象,但经历约10%寿命后便达到稳定,对于大小不同的稳定回线,按Masing假设,可以用连接回线各尖点的曲线来表示(图3),此曲线即循环应力~应变曲线,可用下式表示:

$$\Delta\epsilon/2 = \sigma_a/E + (\sigma_a/k')^{1/n'} \quad (3)$$

式中 $\Delta\epsilon$ ——应变范围; σ_a ——应力幅; E ——循环弹性模量; K' 和 n' ——材料常数。

1. M17合金的循环应力~应变曲线 根据文献[13]的方法,获得M17的循环特性参数(表1)[5]。从上述试验可见M17合金具有下列特点:(1)无论低温或高温,均表现循环硬化,并且在400℃时硬化程度最高;(2)弹性模量 E 在单调拉伸或循环时基本相同,随温度上升, E 单调下降;(3)循环的 $\sigma_{0.2}$ 低于单调拉伸的 $\sigma_{0.2}$,但随温度而上升。

2. 非Masing材料的循环应力~应变曲线 并非所有材料都符合Masing假设。有一类材料,如图4a示,各回线的上支并不重合,但是,把各回线沿弹性斜率上移,其上支重合,如

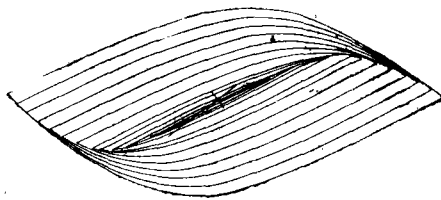


图3 循环应力~应变曲线

表 1 M17合金的循环特性参数以及与单调拉伸的比较

温度 (°C)	循 环 载 荷 下					单 调 拉 伸	
	E (MPa)	$\sigma_{0.2}$ (MPa)	K' (MPa)	η'	相关系数 r	E (MPa)	$\sigma_{0.2}$ (MPa)
20	199984	568	987.1	0.08886	0.9974	210506	766
400	184200	576	1010.0	0.09797	0.9964	184197	671
760	167090	600	953.6	0.07907	0.9582	—	—

图4b示。文献[14]提出“骨架线”法描述这类材料的循环应力~应变关系。

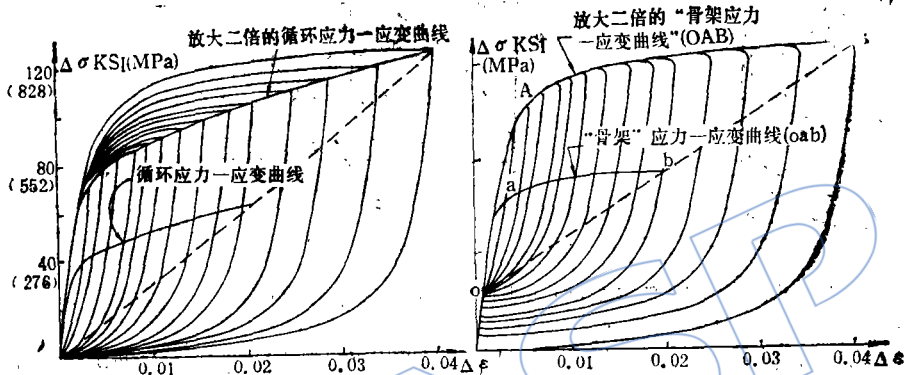


图 4 (a) A36钢各饱和回线在下尖点重合 (b) A36钢各回线沿弹性斜率上移, 上支重合

另一类材料, 既不符合Masing假设, 又与上述材料 (图4b) 不同, 如图 5 示。我们按Masing假设处理, 这带来应力、应变分析的误差, 因而影响寿命预测的结果, 如中心孔板按Masing假设和实际回线的预测寿命分别为927循环和854循环, 而实测平均寿命为839 循环。由上可见, 对各种材料的循环应力~应变关系应慎重处理。

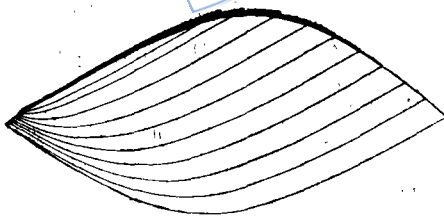


图 5 GH36各稳定回线

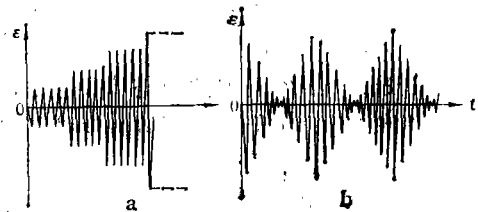


图 6 录取循环应力~应变曲线时采用的载荷谱

3. 取得循环应力~应变曲线的实验方法 由于录取回线的方法不同, 给预测寿命带来不同的结果。一般采用下列方法: 多级加载(图6a)、增级加载(图6b)和1/2 寿命时录取。由于录取方法不同, 循环应力~应变曲线亦有差别, 因而构件的预测寿命也不同, 如分别采用多级加载、增级加载和1/2寿命时录取所得的预测寿命对应为927、1008、590循环; 而实测平均寿命为 839 循环。可见用多级加载得到的循环应力~应变曲线的其预测寿命最接近实测值。究其原因, 就软化材料来说, 由于录取回线时材料未达到稳定 (饱和) 所致。对于不断软化材料来说, 在1/2寿命时录取回线误差较大, 应予以注意。

四、叶片的温度场

涡轮叶片的温度场对叶片寿命有重大影响,但实际工况下叶片的温度边界很难测定,故在实验室条件下,用热电偶和示温漆测定叶片温度的一类边界,然后计算叶片温度场。

1. 叶片温度边界的测定 试验件是有九个径向圆孔的涡轮叶片,在叶身中截面表面埋入十个热电偶,在叶冠以下截面和叶身根部截面的前、后缘各埋四个热电偶(图7a),可测出一个截面的表面温度分布和沿叶高的变化,以及叶盆、叶背表面温度的差别。

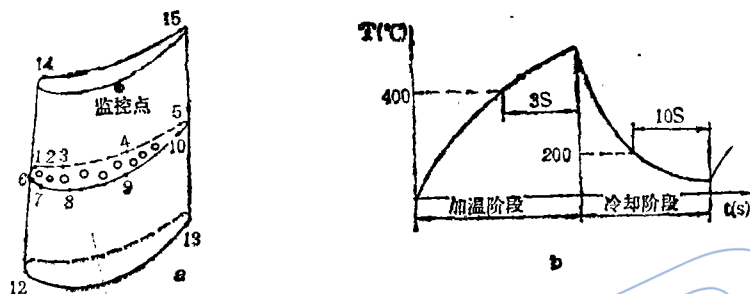


图7 热电偶测温点的布置(a)和根据叶背监控点温度的循环(b)

还采用示温漆记录各处最高温度,虽非同一瞬时温度分布和误差较大,但仍可供插值时参考,内部冷却孔边温度暂无法测量,只能用示温漆指示进、出口孔边的温度,并假设沿叶高内孔壁温均匀变化。根据现有实验室条件,只能作叶片的纯热疲劳试验(未加离心载荷),并估计蠕变变形很小,可暂时忽略。另一方面,为了缩短试验时间,在加温和冷却阶段,不待叶片内部温度场达到稳定便提前结束。据此确定温度谱如图7b(用监控点温度控制):

用燃气加温,燃气温度可达1200°C以上;用喷水冷却。气源压力、流量、燃油喷嘴位置及冷却水流量均调定不变,尽可能使各次循环的重复性较好。试验由燃气涡轮研究所完成。

2. 叶片表面温度测定结果 如测定结果(图8和图9)所示,叶盆温度普遍比叶背高;由前缘向后缘温度逐渐下降,但在出口边缘又回升。由于喷水冷却速度很大和叶身中部较厚,冷却较慢。沿径向中截面与叶尖截面温度大致相同,根截面温度则低得多。

本文研究目的在于检验预测方法的能力,故采用孤立叶片,便于疲劳试验时检查裂纹,

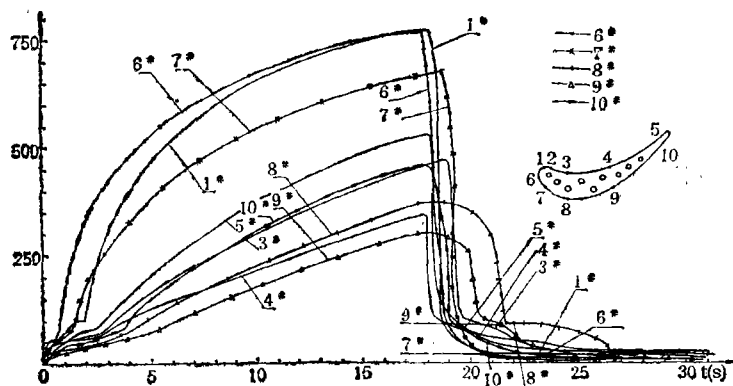


图8 根据叶背监控点温度的循环

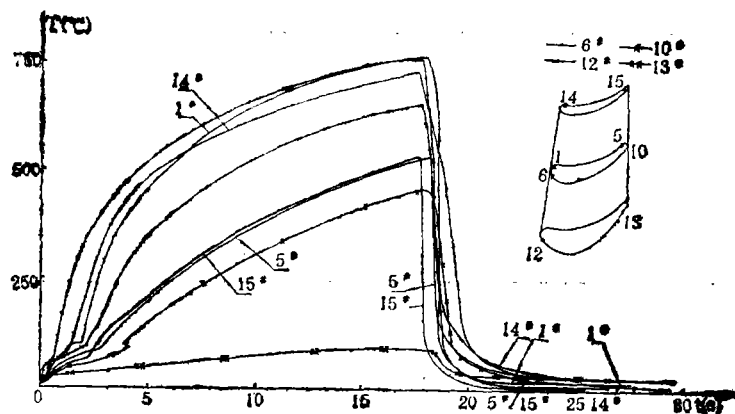


图 9 孤立叶型前、后缘径向温度分布随时间的变化

真实的涡轮槽道中温度分布当然不同。在同样的试验条件下，在试验叶片两侧加陪衬叶片，测得叶片表面温度普遍增高，上升速率也较大，但排气边缘则变化不大。

3. 叶片温度场 在热疲劳试验中，叶片的温度场是“瞬态”的，在瞬态温度场计算中，遇到“振荡”问题。据〔15〕分析，当时间步长 Δt 增大时，后差法是无条件稳定的，前差或中差法都会出现“振荡”（图11）。

在时间步 n 和 $n+1$ 时，瞬态温度有如下关系：

$$(T_i)_{n+1} = (T_i)_n \lambda \quad (4)$$

$$\lambda = \frac{1 - K_i(1 - \theta)\Delta t/C_i}{1 + K_i\theta\Delta t/C_i} \quad (5)$$

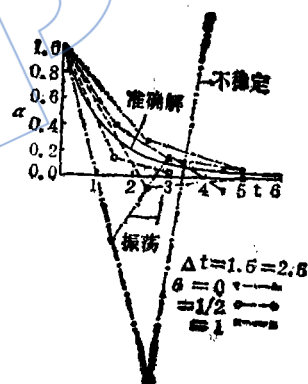
式中 K_i 是 $[K]$ 中元素， $[K] = \int_V [B]^T [K_R] [B] dv$

C_i 是 $[C]$ 中元素， $[C] = \int_V C [N]^T [N] dv$

由（4）式可见， $|\lambda| < 1$ 时，温度场的解将是稳定的；如果 $\lambda < 0$ ，温度场将出现“振荡”。由（5）式可见，后差法（ $\theta = 1$ ）是无条件稳定的，当 $0 < \theta < 1/2$ 时，稳定是有条件的，即

$$(K_i/C_i)\Delta t < 2/(1 - 2\theta) \quad (6)$$

由此可见，要满足稳定条件，除 Δt 外，网格大小也有关，缩小元素尺寸有助于增大 Δt 。

图10 当 Δt 加大时，前差分（ $\theta = 0$ ）、中差分（ $\theta = 1/2$ ）和后差分（ $\theta = 1$ ）的温度变化

五、叶片寿命预测

经过上述几方面的研究工作（包括在室温、恒高温和变温条件下的弹塑性和蠕变分析，限于篇幅，在此从略），运用“局部应力应变法”可以预测叶片寿命。我们在各种条件下，对试件和叶片的寿命进行预测，与实验实测的结果比较如表 2。

由此可见，用“局部应力应变法”预测构件的寿命误差，从二倍的分散范围缩小到一倍以内，是完全可能的。

表 2 试件和叶片寿命预测及与实测寿命比较

试 件	材 料	温 度	加 载 波 形	预 测 与 实 测 寿 命 比 较
双边缺口试件	40CrNiMoA	室 温	三角波、对称、恒幅	75%数据在一倍范围内, 92%数据在二倍范围内〔17〕
中心孔板	GH36	室 温	三角波, 非对称	预测寿命927循环, 实测寿命(平均) 839循环〔18〕
CT 试 件	GH36	650℃	三角波, 拉保持(三分钟)	预测寿命83循环, 实测寿命(平均) 70循环〔19〕
空心冷却叶片	M17	863℃-室温	温度循环(无机械载荷)	预测寿命167循环(在前缘中截面)〔6〕, 实际寿命(待测)

六、结 论

用“局部应力应变法”预测构件寿命, 迄今已取得很大进展。但是, 应用到发动机部件上时, 仍有很大的障碍, 其中主要有: 载荷谱(对热端部件则包括温度谱)的制订, 以及确定边界条件(尤其是温度), 关于后者, 亟待发展先进的测试技术。

就“局部应力应变法”本身而言, 尚有许多有待研究、改进之处: (1) 目前, 借用材料的塑性流动准则, 使多轴与单轴应力下的寿命联系起来是不合适的, 这有待于微观的损伤研究。(2) 有温度循环的寿命与恒温下的寿命是不同的, 如何建立相关关系, 以便利用恒温的试验数据预测变温下的构件寿命。(3) 累积损伤和加载次序的影响, 但仍缺乏普遍适用的方法。此外, 努力提高复杂构件应力分析的效率, 降低计算费用, 对于推广应用“局部应力应变法”预测构件寿命, 是十分必要的。

虽然存在上述问题, 但在航空发动机和重视安全、寿命的机械设计时, “局部应力应变法”作为比较、分析、选择方案的一种手段(例如选材、热处理工艺、结构方案、另件几何形状等对寿命的影响), 能进行定量的比较。这方面的潜力尚未受到重视。

致谢 在过去几年的研究工作中, 我们得到航空工业部各研究所、工厂和沈阳金属研究所, 西安热工研究所和兄弟院校的热情帮助, 在此, 谨致衷心谢忱。

参 考 文 献

- 〔1〕 Carden A.E. et al, "Fatigue at elevated temperature" 1973 ASTM STP 520.
- 〔2〕 Spera, D.A. et al, "Thermal fatigue of materials and components" 1976 ASTM STP 612.
- 〔3〕 Skelton, R.P., "Fatigue at high temperature", 1983.
- 〔4〕 Wetzel, R.M., "Fatigue under complex loading"
- 〔5〕 刘虎庄, 硕士论文, 西北工业大学, 1988.
- 〔6〕 Halford, G.R. et al, "Life Prediction of thermal-mechanical fatigue using SRP", ASTM STP 612, pp.239—254.
- 〔7〕 Driver H.D., Metal Science Journal, Vol.5, 1971, pp.47—50.
- 〔8〕 Gell, M. et al, ASTM STP 520, pp.37—67.
- 〔9〕 William, H.D. et al, Metal science Journal, Vol.2, 1968, pp.28—31.
- 〔10〕 Powell, B.E. et al, "The joint action of high and LCF" AD A139205 1983.
- 〔11〕 梁国炜, "高、低周复合疲劳及其试验技术", 航空动力学报, Vol.3, N.1, 1988.
- 〔12〕 李俊, "高频低幅载荷与低频高幅载荷迭加作用下缺口件断口特征、机理及寿命预测" 西北工业大学硕士论文 1985.
- 〔13〕 Raske, D.T. et al, "Mech. of materials in LCF testing", ASTM STP 465, 1969.
- 〔14〕 Jhansale, H.R., AD A040741, 1977.
- 〔15〕 Zienkiewicz O.C., FEM 3rd ed, Ch.21.

STRENGTH ANALYSIS AND FATIGUE LIFE PREDICTION FOR LOAD-BEARING CASE OF AEROENGINE UNDER COMPLEX LOADING

Shang Weijun and Li Mingda
(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

The calculations and tests of stress distributions for load-bearing case of aeroengine are presented. It is noted that the stress finite element analysis of the case may be divided into three steps, namely model evaluation, stress distribution calculation of the actual case and detailed calculation of partial structures. The basic approach and major achievements of the theoretical and experimental researches on thermal stresses in cylindrical case are described. Finally, the progress in the low-cycle fatigue life prediction of notched members at room and elevated temperatures, and the essential features of the finite element analysis program for elastoplastic creep are briefed.

LIFE PREDICTION OF COOLED TURBINE BLADE

Liang Guowei
(*Northwestern Polytechnical University*)

Abstract

The major factors affecting life prediction of turbine blade are discussed, i.e. fatigue life data of materials employed and stress and strain analysis of the blade, which in turn is governed by constitutive relation of the materials, temperature distribution within the blade and its boundary conditions, and also dependent on finite element analysis technique. The emphasis is placed on the influence of material's constitutive relation under cyclic loading on the life prediction and the problems encountered in determining the transient temperature field of the turbine blade under thermal cycling. It is shown that the life prediction components by "Local Stress-Strain Approach" can narrow its scattered band down to $\pm 50\%$.