

热疲劳-蠕变寿命的能量损伤理论

北京航空航天大学 熊昌炳

【摘要】 本文对发动机热部件在高温下工作寿命大大降低的问题, 提出一种温度对材料应变能损伤的原理, 这个理论在估算部件热疲劳/蠕变交互寿命时, 包括了弹性能、塑性能和蠕变能量的损伤总合; 并且在整个过程中, 随着温度和时间不断变化, 对各种物性参数进行修正, 从而更好的逼近真实状态。文中用著名的“应变范围划分法 (SPR)”和“应变能范围划分法 (SEP)”的实验结果与本法的计算数值对比, 甚为满意。本方法的特点是物理概念清楚, 运算方便, 适应性强, 对一般高温结构强度的寿命估算, 具有广泛的应用价值。

一、概 述

航空发动机的工作条件十分恶劣, 故障率极大, 据美国空军近 10 年的统计, 结构件的故障大约 80% 都集中在热部件, 其寿命损伤模式主要有低周疲劳、高周疲劳、高温蠕变、热疲劳、环境腐蚀及表面龟裂等, 其中又以低周疲劳和高温循环蠕变最为严重^[1]。

发动机每一次起飞降落的工作剖面如图 1 所示, 包括瞬时大载荷 “1”, 长期大温度大载荷 “2”, 和大载荷降温 “3”。在此过程中发动机转速 n 和温度 T 的变化, 导致零件内部应力和温度在薄弱位置过大, 出现塑性疲劳和高温蠕变现象, 如此长期工作, 使零件寿命降低。一般以每起落一次视为一次低循环, 巡航时产生高温蠕变, 所以每次循环都使零件产生疲劳/蠕变交互作用。但是,

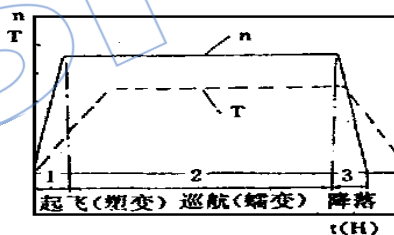


图1 发动机飞行剖面

发动机为了追求高性能和低耗油率, 各国均不断的在提高零件的工作温度和寿命, 使这个矛盾难以解决。为了准确保证高温结构的安全工作, 必须掌握影响寿命的各种因素, 而能量损伤理论则可包含这许多因素, 因此它是目前航空界热点课题之一。

二、基本方法

损伤理论含义很广, 包括因素众多, 有人甚至说它糊模不清; 然而对结构的失效问题, 无论在微观和宏观领域, 都可以有效的利用这个理论。例如: 金属材料零部件所承受的温度和载荷愈大, 其工作寿命就愈低, 工作时间越长寿命的损伤也越大。长期以来, 科学家对寿命的估算方法不下数十种^[2], 直到 70 年代, 著名的 Coffin-Manson 理论^[3], 提出用非弹性应变法来预估低循环疲劳寿命, 才把分散度极大 (10 倍) 的寿命提高到 3~4 倍误差的水平; Manson 在此基础上又提出包含塑性和蠕变应变在内的方法称“应变范围划分法 (SRP)”^[4], 使寿命误

差再提高到 2.5 倍左右, 航空材料研究所又将塑性能和蠕变能分开, 提出一种‘应变能划分法’^[5], 使寿命误差分散度缩到 2 倍左右。但是这些方法的两大缺点一直无法克服, 即(1)各种方法均是在实验室针对标准试件的, (2)在任意变温条件下无法进行试验和测量。本方法在前人的基础上, 采用有限元数值算法, 可以针对任意复杂结构, 进行其弹性能、塑性能、蠕变能量和热能耗损的精确计算, 并且只要材料常数确定之后, 无论任何高温或变温条件都容易处理。尤其材料工作条件超过 $0.5T_m$ (熔点温度) 后, 结构的寿命急剧下降, 这类复杂的非线性损伤, 可通过高温时各物性参数的急剧变化, 用总能量的损伤, 获得比较满意的结果。

令结构的损伤函数 D 用能量关系表示, 则有:

$$D = 1 - \delta W_T / \delta W_o, \quad \text{或} \quad \delta W_T = \delta W_o(1 - D) \quad (1)$$

式中 δW_T 为随温度升高后的有效总能量, δW_o 为在室温时的最大总能量; 可见, 当 $T_i = T_o$ 时 $\delta W_T = \delta W_o$, $D = 0$, (无损伤); 当 $T_i = T_{max}$ 时, $\delta W_T \rightarrow 0$, $D \cong 1$, (全损伤)。结构的总应变能用增量形式表达为:

$$\delta W_T = \delta W_e + \delta W_p + \delta W_c \quad (2)$$

$$\text{或} \quad \delta W_T = (\delta\sigma/2)\delta\epsilon + [(1-n)/(1+n)](\delta\sigma/2)\delta\epsilon_p + \sigma_r \cdot \delta\epsilon_c \quad (3)$$

式中: $\delta\epsilon$ 、 $\delta\epsilon_p$ 、 $\delta\epsilon_c$ 分别表示弹、塑、蠕变增量, 各项中均包含着温度的影响, n 是材料塑性硬化指数。从飞行剖面图 1 及能量分析图 2 中可知, 弹、塑、蠕变三种变形时, 其载荷变化幅值基本上在同一个水平上, 而其应力值近似常数 σ_r , 各应变增量需要随温度和载荷进行计算。这时 (3) 式可写成:

$$\delta W_T = \sigma_r \cdot \delta\epsilon + [(1-n)/(1+n)]\sigma_r \cdot \delta\epsilon_p + \sigma_r \delta\epsilon_c \quad (4)$$

此时的总应变仍为三者之和, 即 $\delta\epsilon_T = \delta\epsilon + \delta\epsilon_p + \delta\epsilon_c$ 。图 2 (a) 能量分布及 (b) 载荷波型 (快-慢)

在 (4) 式中的各项, 应力和应变增量均受温度和各种物性参数的影响, 有用有限元法计算时, 必须将各参数随温度变化的关系进行插值处理, 这是一项复杂的计算工作, 根据热-弹-塑-蠕变理论^[7], 其各自的应变增量形式为:

弹性应变增量:

$$\delta\epsilon_e = (d[D]^{-1}/dT)\{\sigma\}\delta T + [D]^{-1}d\{\sigma\} \quad (5)$$

式中 $[D]$ 是弹性矩阵, $\{\sigma\}$ 是应力列阵, δT 是温度增量。

塑性应变增量:

$$\delta\epsilon_p = \frac{\{\bar{\alpha}/\partial\sigma\}^T[D]d\{\epsilon\} - \{\bar{\alpha}/\partial\sigma\}^T[D](\{\alpha\} + [D]^{-1}/dT)\{\sigma\} - \partial H/\partial T\delta T}{H_T + \{\bar{\alpha}/\partial\sigma\}^T[D]\bar{\alpha}/\partial\sigma} \quad (6)$$

式中: $\bar{\sigma}$ 是等效应力, $\{\alpha\}$ 是材料膨胀系数列阵, $H_T = \partial H/\partial\sigma$ 是随温度变化的硬化曲线斜率, 其余符号见有关弹性理论, 这里应注意温度对塑性变形的影响, 用增量形式表达对计算方便。

对蠕变问题, 必须考虑时间因素, 对蠕变速度 $\dot{\epsilon}$ 的计算, 其一般表达式为:

$$\delta\epsilon_c = \epsilon_c(\bar{\sigma}, T, t) + \dot{\epsilon}_c(\bar{\sigma}, T, t)\delta t \quad (7)$$

如果按常规公式表达:

$$\epsilon_c = A(T)\bar{\sigma}^m t^{n_1} \quad (8)$$

对于蠕变速度, 有时间硬化和应变硬化两种规律^[1], 其时间硬化规律为:

$$\dot{\epsilon} = (3/2) S \cdot A n_1 \bar{\sigma}^{m-1} \cdot t^{n_1-1}$$

(9)

应变硬化规律为:

$$\dot{\epsilon} = (3/2) S \cdot A^{1/n_1} \cdot \bar{\sigma}^{(m/n_1)-1} \cdot (\epsilon)^{(n_1-1)/n_1}$$

(10)

上式中的蠕变材料常数 A , m , n_1 等由试验求得, 与温度及材料性质有关。

从大量试验中, 发觉材料应变能 W 与循环寿命 N_f 的关系, 按一族直线变化, 彼此的斜率不受温度影响, 如图 3 所示, 但曲线受温度影响。例如材料 MARM002 合金^[6], 在 850 及 1040 的两种温度, 对寿命有明显的变化, 温度越高寿命越低。亦即温度升高后材料应变能量下降, 直接影响着寿命的降低。

一般可以把总能量与寿命的关系表示为:

$$W^{\alpha} N_f = C \text{ (常数)}$$

(11)

式 (11) 中的 α 值就是寿命曲线的斜率, 例如 MARM002 则为 $\alpha=0.31$ 。而总能量 W_T 亦为 $(\sigma \cdot \delta \epsilon_T)$ 的形式, 由 (5) ~ (7) 式可以直接求得, 它包含弹- 塑- 蠕变能在任意温度下的总能量。

因此 (11) 式可进一步写成:

$$(\alpha \cdot \delta \epsilon_T)^{\alpha} \cdot N_f = C$$

(12)

此式与 (1) 式求解, 即可获得总能量损伤函数 D 与任意温度状态时的寿命 N_f 。

三、实 例

有一高速旋转涡轮盘, 材料为 GH36, 其几何形状尺寸如图 4 所示, 转速 $n=18500r/min$, 其循环载荷按等幅循环谱; 温度加载有两种情况: (a) 等温条件: 分别为 20 , 300 , 500 , 700 四种; (b) 变温条件: 轮盘内孔温度为 20 , 外缘温度分别为 120 , 220 , 320 , 420 四种。材料在高温下的主要参数如表 1 所示, 由 621 所提供。

表 1 GH36 高温性能参数

参 数 温 度	材 料 参 数				蠕 变 公 式 (10)		
	E (MPa)	μ	α (1/)	α (MPa)	A	m	n_1
20	183000	0.322	12.2×10^{-6}	560	$(0.625)^{1.5}$	6.50	- 0.600
300	168000	0.322	17.98×10^{-6}	520	$(0.631)^{-0.32}$	3.68	- 0.017
500	158000	0.322	20.66×10^{-6}	490	$(0.722)^{-1.84}$	2.18	+ 0.477
700	146000	0.322	22.8×10^{-6}	380	$(1.298)^{-2.36}$	1.64	+ 0.600

根据文献 [5, 8] 所获得的“应变范围划分法 (SRP)”和“应变能范围划分法 (SEP)”的寿命曲线, 以及按本方法所计算出来的寿命数值, 见表 2, 发觉彼此之间的寿命相差不大, 而本方法所有数值均落在 SRP 和 SEP 法之间。我们认为, SRP 法未考虑高温应力的影响, 而 SEP 法又未考虑升温后材料屈服强度降低的影响, 故它们均有不足之处。而本方法随着温度的变化, 不断修正材料的 E , μ , α , σ_s , n , A , m , n_1 等值。因此, 在理论上更加精确, 初步所获得的结果也是满意的。

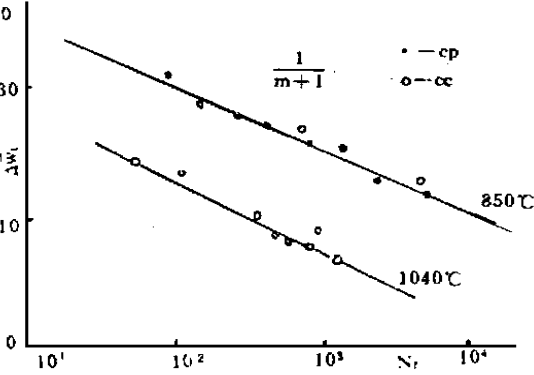


图 3 能量- 温度寿命曲线

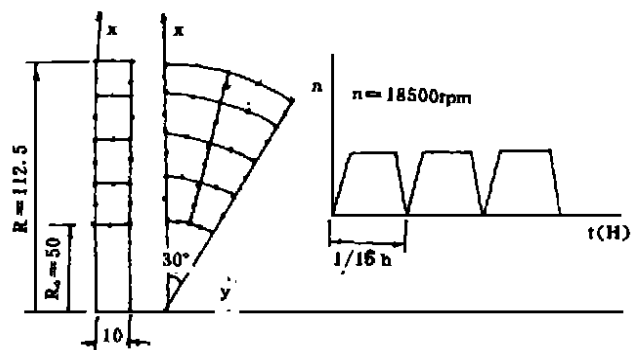


图 4 涡轮盘的几何形状尺寸

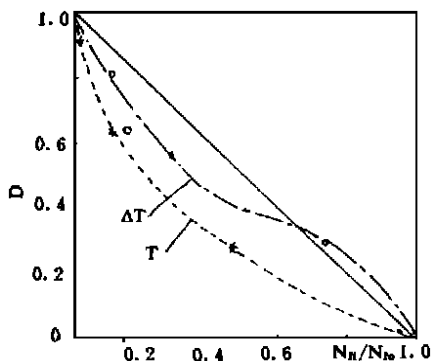
图 5 函数 D 与寿命比 N_{fi}/N_{fo} 曲线

表 2 三种寿命估算方法的比较

	温度温差	能量损伤	寿命数值 (N_f)			本法寿命比
	$T, \Delta T$	D	SRP 法	SEP 法	本方法	N_{fi}/N_{fo}
等温条件 T	20	0	6743	4443	5879	1.0
	300	0.286	4562	2645	2773	0.472
	500	0.632	665	715	670	0.114
	700	0.925	106	158	132	0.022
变温条件 ΔT	0	0.0	6743	4443	5879	1.0
	100	0.292	4857	4263	4326	0.736
	200	0.569	2490	1270	1738	0.296
	300	0.632	1474	767	840	0.143
	400	0.824	965	506	598	0.102

由图 4 的涡轮盘循环载荷谱, 以及用有限元法算出的最大应力区域仍在轮盘内孔附近, 在此危险点的寿命及损伤参数 D 的数值列于表 2。它们的损伤函数 D 与寿命比 N_{fi}/N_{fo} 曲线如图 5 所示。从曲线中发现, 寿命的损伤无论是等温或是变温条件, 都不是 Miner 的线性规律, 温度提高使损伤函数 $D < 1$, 而变温条件要比等温条件在相同寿命下的损伤量更大。

在图 6 中表示出温度与温差与寿命的关系曲线。它指出在相同温度条件下, 变温 (温度差) 会使寿命降低更多, 从物理意义而言, 变温不仅影响材料的性质, 并且还产生很大的热应力, 温度差越大热应力也越大。

参 考 文 献

- [1] 熊昌炳, “疲劳/蠕变及其相互作用定寿法”, 发动机寿命研究, 航空工业出版社, 1987 年。
- [2] 熊昌炳, “高温结构寿命的研究和发展”, 北航科研资料, 1986 年。
- [3] Coffin, L. F., and Manson, S. S., “Journal of Materials”, Vol. 6, No. 2, 1971.
- [4] Manson, S. S., “The Challenge to Unify Treatment of High Temperature Fatigue”, ASTM STP520, 1973.
- [5] 何晋瑞, 段作祥等, “应变能区法 (SEP) 及其在 GH33A 材料中的应用” 全国第一届高温疲劳学术讨论会, 1982。
- [6] Radhakrishnan, V. M., “Damage Accumulation and Fracture Life in High-Temperature Low-Cycle Fatigue”, LCF and Life Prediction, 1982.
- [7] Yamada, Y., “Thermoelastic-Plastic-Creep FEM Analysis” Int. J. Num. Meth. Engng. 1984.
- [8] 孙宝库, “疲劳/蠕变的寿命研究”, 北航硕士论文, 1988 年 1 月。

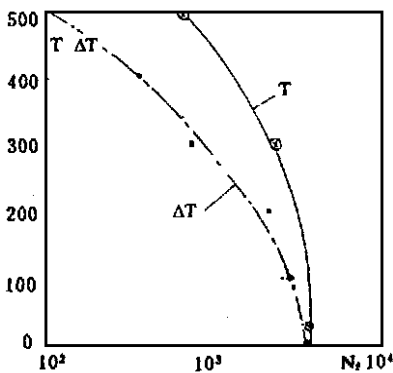


图 6 温度、温差与寿命的关系曲线

STUDY ON TRAVELLING WAVE VIBRATION OF BLADED DISKS IN TURBOMACHINERY

Yan Litang (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The exciting sources for axial vibration of disk, especially the new axial gas dynamic force induced by travelling waves and its properties, and influence on the vibration of disks are studied. It is shown that the travelling wave induces new gasdynamic force which can damp out the forward traveling wave vibration and induces the self-exciting vibration for the backward travelling wave vibration. Because it is unavoidable that various distributed stationary forces act on the disk, the resonance in company with the self-exciting stationary wave vibrations is excited during the critical speeds of disk. The resonance, in essentials the self-exciting vibration, is the reason for dangerous stationary wave vibration. This is a new conception. The equation for calculating the instability of the stationary wave vibration of the disk is also given in the paper.

ENERGY DAMAGE THEORY OF THERMO-FATIGUE AND CREEP LIFE

Xiong Changbing (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

A new life prediction method of temperature and load damage for high temperature components of engine is presented. In consideration of the interaction between thermo-fatigue and creep, the new method includes the damage summation of elastic energy, plastic energy and creep energy of material. The precise finite element method of thermal-elastic-plastic-creep conditions is used to solve the correlation of multiple physical parameters of material (stress, strain, Young's modulus, thermal expansive coefficient, yield limit, plastic hardening exponent, creep hardening exponent, etc.) with temperature effect. In the new method the correction can be made according to the changes of temperature and time, so that it expands the applicable area of general damage mechanics. This paper makes reference to the experimental results of famous 'Strain Range Partitioning (SRP)' and 'Strain Energy Partitioning (SEP)' methods. The calculated results by the presented method locate between the experimental results of SRP and SEP methods. The new method has the advantages in clearness of physical concept, convenience of calculation and wide range for application. It is satisfactory for engineering practice in life prediction of high temperature components.

RELIABILITY ANALYSIS OF DIRECTIONALLY- SOLIDIFIED TURBINE BLADE

Lu Wenlin, Duan Zhenlong (*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

This paper is based on stress analysis of directionally-solidified turbine blade with the Finite Element Method. The reliability analysis method with a simple failure model is proposed. The failure function is established by Hill Criterion. The second order moment method and Hasofer-Lind method for multiple random variables and nonlinear failure function are used to find the failure point and reliability of the failure model. The methods are checked by Monte-Carlo method.