

文章编号: 1000-8055(2009)07-1549-07

涡轮叶片高温多轴低周疲劳/蠕变寿命研究

彭立强, 王 健

(大连理工大学 汽车工程学院, 大连 116023)

摘 要: 针对航空发动机涡轮转子叶片工作环境, 对 Manson-Coffin 多轴疲劳预测方程和 SWT (Smith-Watson-Topper) 公式进行修正, 同时采用尚德广多轴疲劳损伤参量, 给出涡轮叶片新的疲劳寿命预测方法, 以适应涡轮叶片高温变幅非比例加载下疲劳损伤情况。通过算例计算了某涡轮叶片疲劳寿命及 1000 h 的总损伤, 与叶片实际疲劳破坏相吻合, 验证该高温多轴疲劳损伤计算模型的合理性和可行性。

关键词: 涡轮叶片; 高温多轴疲劳; 蠕变; 疲劳寿命; 非比例加载

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Research on low cycle multiaxial fatigue-creep life prediction at high temperature for turbine blade

PENG Li-qiang, WANG Jian

(School of Automotive Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116023, China)

Abstract: SHANG Deguang multiaxial fatigue damage model was used to amend Manson-Coffin equation of multiaxial fatigue prediction and SWT (Smith-Watson-Topper) formula, based on working condition of turbine rotor blade in aviation engine. A new method of fatigue life prediction of turbine blade was presented, which was adapted for non-proportional loading of turbine blade fatigue damage at high temperature. A case of turbine blade was calculated for fatigue life and the total damage of 1000 hours flying, in well agreement with the fact of blade fatigue damage. So the model of multiaxial fatigue prediction is rational and feasible.

Key words: turbine blade; multiaxial fatigue at high temperature; creep; fatigue life; non-proportional loading

涡轮转子叶片属于航空发动机的关键部件。航空发动机涡轮叶片(包括涡轮工作叶片和导向叶片)是航空发动机中承受温度载荷最剧烈和工作环境最恶劣的部件之一,在高温下要承受很大、很复杂的应力、应变。涡轮叶片在工作时不仅承受很大离心载荷、热载荷、气动载荷等,同时叶片还承受着燃气腐蚀、氧化等作用。目前,对涡轮叶片疲劳寿命预测方法主要是试验分析方法,并结合有限元技术进行仿真。其中,试验方法周期长,费用高,并且,发动机地面台架试车条件与实际飞行条件有一定的差别,有时差别还特别大,这直接影

响实验方法的准确性;利用材料的实验数据,借助计算机技术和有限元理论对涡轮叶片建模、分析研究,由于实际叶片与计算模型在材料性能、工作条件等存在不可避免的差异,从而使及算寿命结果与叶片实际寿命存在一定差距,但具有一定的参考价值和研究意义。

高温疲劳主要研究材料在疲劳和蠕变共同作用下的力学行为。应该指出,“高温”这个概念通常是指使金属点阵中的原子具有较大的热运动能力的温度环境,它因不同的材料而异。一般认为,当合金的工作温度与合金熔点的比值大于 0.5 时,

收稿日期: 2008-06-30; **修订日期:** 2008-11-08

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2007CB70770103)

作者简介: 彭立强(1983-),男,山东巨野人,硕士生,主要从事发动机零部件强度及疲劳寿命分析。

材料的蠕变现象不可忽略,这时认为零件处于高温的工作状态.多轴疲劳是指多向应力或应变作用下的疲劳,也称复合疲劳.

当前,对涡轮叶片疲劳寿命预测理论主要是基于局部应力应变的疲劳寿命预测模型,该方法通常采用经典 Manson-Coffin 方程的 Morrow 修正公式,同时利用 Von Mises 等效应变方法^[1],或者采用 SWT (Smith-Watson-Topper) 损伤公式^[2].在高温多轴循环载荷下,由于受温度的影响,应力应变关系变得相当复杂,尤其在非比例加载下,进行多轴疲劳寿命预测相当困难.该方法基本为高温单轴疲劳寿命预测方法,经修正和改进后,被推广到高温多轴疲劳寿命预测中.然而直接采用单轴推广过来的疲劳损伤参量来预测寿命时,预测结果有时不稳定,尤其对于非比例加载下的高温多轴情况,往往会产生较大的误差.

对于多轴疲劳寿命预测理论,Smith^[3]等在考虑最大正应变及正应力的影响时,提出了一种基于临界面的 Smith-Watson-Topper 理论,该理论没有考虑材料的剪应力、应变的影响,利用该方法计算叶片的疲劳寿命偏于保守. Fatemi-Socie^[4]在 Brown-Miller 工作基础上认为疲劳参数应同时考虑正应力和剪应力的影响,提出 Fatemi-Socie 疲劳理论. Wang 和 Brown^[5]考虑正应变和剪应变的影响,并结合单轴的 Manson-Coffin 方程给出了 Wang-Brown 理论.文献[4-5]都没考虑到材料在变幅非比例加载情况下对疲劳寿命的影响.

研究表明^[6],航空发动机涡轮叶片在工作中处于多轴应力应变状态和非比例加载过程.北京工业大学的尚德广^[7]等基于临界面法提出一种与加载路径无关的多轴疲劳损伤参量 $\Delta\epsilon_{eq}$,该参量综合考虑临界面上的最大剪切应变幅和法向正应变幅两个参量,它考虑了非比例加载下的附加硬化的正应变,因此,它适用于涡轮叶片的非比例加载情况.本文针对涡轮叶片所受离心载荷、热载荷等作用,结合 Manson-Coffin 理论和 SWT 公式的优点,并对两方程进行修正,同时考虑了尚德广疲劳损伤参量的优点,给出涡轮叶片新的疲劳寿命预测理论,并计算了某涡轮叶片的疲劳寿命和1000飞行小时总损伤,并与 Manson-Coffin 理论和 SWT 公式计算结果相比较,验证了该方法的准确性.

1 涡轮转子叶片高温多轴疲劳寿命/蠕变计算理论

多轴疲劳计算理论一般可分为基于等效应力

应变法、临界面法、能量法等三种类型.在高温环境下构件的疲劳问题变得相当复杂,此时不仅要考虑材料在高温下的蠕变、应力松弛问题,还要考虑材料复杂的应力应变关系.同时,高温环境下疲劳、蠕变交互作用是当前疲劳界的科学难题.在高温多轴循环加载下,由于受温度的影响,应力应变关系变得相当复杂,尤其在非比例加载下,进行多轴疲劳寿命预测相当困难.

1.1 多轴非比例循环加载下应力应变关系

对于单轴循环应力应变关系,通常采用 Osgood-Ramberg 方程

$$\frac{\Delta\epsilon}{2} = \frac{\Delta\sigma}{2E} + \left(\frac{\Delta\sigma}{2k} \right)^{\frac{1}{n}} \quad (1)$$

式中 k, n 分别是单轴循环强度系数和单轴循环应变硬化指数, E 为弹性模量.研究表明,多轴比例加载下的等效循环应力应变关系与单轴加载情况是一致的^[7].由 Osgood-Ramberg 方程描述多轴比例加载下的等效应力应变关系曲线为

$$\frac{\Delta\epsilon_{eq}}{2} = \frac{\Delta\sigma_{eq}}{2E} + \left(\frac{\Delta\sigma_{eq}}{2k_{pr}} \right)^{\frac{1}{n_{pr}}} \quad (2)$$

式中 $\Delta\epsilon_{eq}, \Delta\sigma_{eq}$ 为第四强度理论中的等效应变应力, k_{pr}, n_{pr} 分别是多轴比例加载下的循环强度系数和循环应变硬化指数.

在多轴非比例加载下,可以采用修正的循环强度系数法,即对 k_{pr} 进行修正^[7].由于循环应变硬化指数 n_{pr} 在非比例加载下变化较小,可忽略其变化,令 $n_{pr} = n_{npr}$.只对循环强度系数 k_{pr} 考虑其非比例加载下的附加强化.描述非比例加载下的循环强化系数 k'_{npr} ,一般可采用

$$k'_{npr} = (1 + gF) k_{pr} \quad (3)$$

k'_{npr} 是非比例加载下的循环强度系数, g 为交叉硬化系数,由多轴非比例试验确定, F 为非比例度,由加载条件确定,当同向加载主平面与最大剪平面成 45° 时, $F = 0$, 否则 $F = 1$.所以,多轴非比例加载下的循环应力应变关系可表示成

$$\frac{\Delta\epsilon_{eq}}{2} = \frac{\Delta\sigma_{eq}}{2E} + \left(\frac{\Delta\sigma_{eq}}{2k'_{npr}} \right)^{\frac{1}{n_{npr}}} \quad (4)$$

1.2 高温多轴疲劳寿命预测模型

目前,对高温下多轴低周疲劳寿命的预测,由于材料或零件承受多轴循环载荷及温度环境的复合作用,使构件产生蠕变、松弛等随时间的变化行为,另外,蠕变、疲劳的交互作用,使寿命预测变得非常困难,相应的预测方法也更为复杂.多年来,对

于涡轮转子叶片高温低周疲劳预测模型广泛采用的是基于 Manson-Coffin 理论的预测模型, 及线性损伤累积方法. 其疲劳寿命预测的通用公式形式

$$\frac{\Delta \varepsilon_{eq}}{2} = \frac{\sigma'}{E} (2N_f)^b + \varepsilon'_f (2N_f)^c \quad (5)$$

式中 $\Delta \varepsilon_{eq}/2$ 为 Mises 等效应变幅; σ' 为疲劳强度系数; ε'_f 为疲劳塑性系数; b 为疲劳强度指数; c 为疲劳塑性指数; E 为弹性模量; N_f 为低周疲劳寿命循环次数. 由 Mises 等效应变法则

$$\varepsilon_{eq} = \frac{\sqrt{2}}{3} [(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_3 - \varepsilon_1)^2]^{0.5} \quad (6)$$

因为高温复杂载荷环境下, 平均应力 $\bar{\sigma}_n$ 对疲劳寿命影响较大, 对公式 (5) 中的疲劳强度系数项修正, 即 Morrow 修正公式

$$\frac{\Delta \varepsilon_{eq}}{2} = \frac{\sigma' - \bar{\sigma}_n}{E} (2N_f)^b + \varepsilon'_f (2N_f)^c \quad (7)$$

对于涡轮叶片疲劳破坏问题, 其裂纹的萌生及扩展主要受正应力或正应变的影响, Smith, Watson 及 Topper^[3] 提出新的疲劳理论, 即考虑最大正应变范围的影响, 同时考虑最大应力的影响. 即 SWT 公式

$$\frac{\Delta \varepsilon_{max}}{2} \sigma_{n,max} = \frac{\sigma'^2}{E} (2N_f)^{2b} + \varepsilon'_f \sigma'_f (2N_f)^{b+c} \quad (8)$$

其中 $\Delta \varepsilon_{max}$, $\sigma_{n,max}$ 分别是临界面上的最大正应变范围和最大法向应力.

实验表明: 在高温多轴疲劳/蠕变损伤过程中, 疲劳破坏的临界面上剪切应变和法向应变是影响多轴疲劳破坏的两个重要参数, 将剪切应变幅和两个剪切应变折返点之间的法向应变幅合成一等效应变, 同时考虑到多轴变幅非比例加载的强化效应和高温蠕变的影响, 该临界面上的等效应变幅为^[7]

$$\frac{\Delta \varepsilon_{eq}^r}{2} = \left[\varepsilon_n^{*2} + \frac{1}{3} (\Delta \gamma_{max}/2)^2 \right]^{0.5} \quad (9)$$

式中 $\Delta \varepsilon_{eq}^r/2$ 为高温复杂载荷下等效应变幅; $\Delta \gamma_{max}/2$ 为最大剪应变幅值; ε_n^{*2} 为相邻两个最大剪切应变折返点间法向应变幅.

对于燃气轮机涡轮叶片, 特别是航机高压叶片, 在工作过程中经受着高速离心载荷、高温高压燃气的热载荷和气动载荷. 研究表明, 影响涡轮叶片疲劳寿命的主要因素是: 临界面上的最大法向正应变、最大法向正应力及最大剪应力, 同时叶片的平均应力对疲劳寿命也有较明显的影响. 最

后, 考虑到变幅多轴非比例加载作用, 由式 (7)、式 (8) 和式 (9) 得涡轮叶片多轴低周疲劳寿命预测模型.

$$\sigma_{n,max} \left[(\varepsilon_n^*)^2 + \frac{1}{3} (\Delta \gamma_{max}/2)^2 \right]^{0.5} = \frac{(\sigma' - \bar{\sigma}_n)^2}{E} (2N_f)^{2b} + \varepsilon'_f (\sigma' - \bar{\sigma}_n) (2N_f)^{b+c} \quad (10)$$

式中 $\sigma_{n,max}$ 为临界面上最大法向正应力; $\frac{\Delta \varepsilon_{n,max}}{2}$ 为临界面上最大法向应变幅; ε_n^* 为相邻两个最大剪切应变折返点间法向应变幅.

1.3 高温疲劳蠕变损伤积累模型

对高温、高压涡轮叶片寿命消耗主要考虑的是蠕变寿命和低循环疲劳寿命, 叶片的蠕变寿命取决于其在材料蠕变范围内的所有温度下的保载时间和平均应力. 由于疲劳蠕变交互作用比较复杂, 所以长期以来疲劳蠕变寿命估算问题一直是一个难题, 尤其高温多轴加载下疲劳蠕变寿命预测更加困难. 近些年人们提出了一些损伤累积模型来描述疲劳蠕变交互作用造成的累积损伤, 并用于预测寿命. 这些模型和公式是基于一些不同的试验数据参数得出的, 如循环类型、持续的循环数、应变范围、温度和材料常数等而建立的. 本文采用线性损伤累积模型, 没考虑蠕变疲劳的交互作用.

由于叶片的蠕变寿命与应力、温度以及保载时间相关, 所以工程上常采用热强综合参数方程来计算. 本文采用 M-S 方程

$$\lg \sigma = a_0 + a_1 P + a_2 P^2 + a_3 P^3 \quad (11)$$

式中 $P = 0.01905 T + \lg t_b$; 其中 σ 是应力 (MPa), T 为绝对温度 (K), t_b 是蠕变断裂时间, $a_0 = 21.056$, $a_1 = -2.158$, $a_2 = 0.0967$, $a_3 = -0.00195$.

在线性损伤累积准则下, 估算蠕变疲劳损伤的一般方法是假设蠕变和疲劳损伤是两个独立的、可以叠加的损伤量. 总损伤由与时间无关的疲劳损伤和与时间有关的蠕变损伤线性相加

$$\sum n_i / N_{fi} + \sum t_i / t_{bi} = D_f + D_c = D \quad (12)$$

最后采用 Miner 定理线性累积每个循环的疲劳损伤并预测疲劳寿命.

2 算 例

对某级高压涡轮叶片进行强度分析及疲劳寿命预测. 叶片的边界条件是: 考虑其离心载荷、热载荷作用, 涡轮叶片进口最高温度为 1100 K. 由于

该涡轮工作叶片在运行中还有气动弯矩作用在叶身上,将该弯矩简化为叶片所承受离心力的 9 %^[8],涡轮叶片额定转速 11 160 r/min,叶片质心的旋转半径 $R = 365.85\text{ mm}$,涡轮叶片材料是镍基高温材料 GH4049,其节点温度下低周循环疲劳参数如表 1 所示.

2.1 叶片有限元模型

涡轮叶片有限元网格采用 20 节点的六面体单元模型,单元总数 5 557,节点总 28 768. 计算模型如图 1 所示.

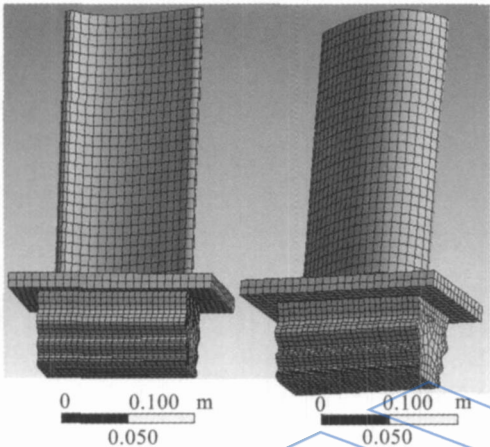


图 1 涡轮叶片整体有限元模型
Fig.1 Full-size FEA model of a turbine blade

2.2 涡轮叶片载荷谱

航空发动机一次起落飞行的载荷包括:0—最大转速—0,慢车—最大转速—慢车,巡航转速—最大连续—巡航转速,三类循环.发动机不同状态下的工作参数,如表 2 所示.环境混频后,对于 1 000 飞行小时上述 3 类循环数分别为 856,2 568,

4 280 次,平均一次起落时间为 70 min.

表 1 Manson-Coffin 方程中 GH4049 合金低周循环疲劳参数

Table 1 Low cycle fatigue data of GH4049 in Manson-Coffin

温度/ K	E/MPa	α/MPa	$\varepsilon/\%$	b	c
961.47	188 200	2 285	33.52	-0.1627	-0.9120
998.75	188 500	2 243	28.06	-0.1627	-0.8325
1 015.39	184 600	2 108	25.80	-0.1708	-0.9119
1 087.60	179 200	2 067	11.74	-0.1556	-0.8138
1 162.58	173 800	2 031	10.57	-0.1535	-0.7126

2.3 有限元分析结果

对涡轮叶片进行疲劳寿命预测,首先要确定其疲劳破坏的考核部位.确定叶片危险部位的方法有两种:有限元模拟分析和外场故障检测.利用 Ansys workbanch 软件,分别对表 3 中的 4 个状态进行模拟分析,有限元分析结果表明:涡轮叶片根部应力应变最大区发生在叶身根部截面以及伸根处冷却气孔孔边处,选取其中 5 个最大及关键应力应变点.图 2 和图 3 所示在额定转速下涡轮叶片的等效应力应变及其极值点.

在各寿命考核点处,材料 GH4049 在其工作温度下的低周疲劳寿命参数如表 1 所示.

表 2 发动机工作状态参数

Table 2 Work state parameter of engine

状态	转速/ %	实际转速/ (r/min)	涡轮进口温度/ K
最大转速(起飞)	100	11 160	1 700
巡航转速	94.9	10 591	1 534
最大连续	96.9	10 814	1 596
慢车	73.0	8 147	1 189

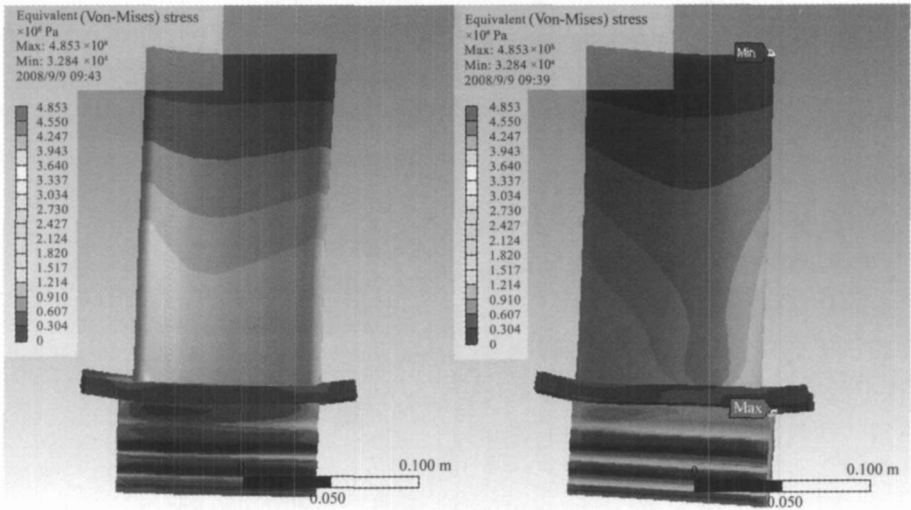


图 2 涡轮叶片等效(Von-Mises)应力
Fig.2 Equivalent (Von-Mises) stress of turbine blade

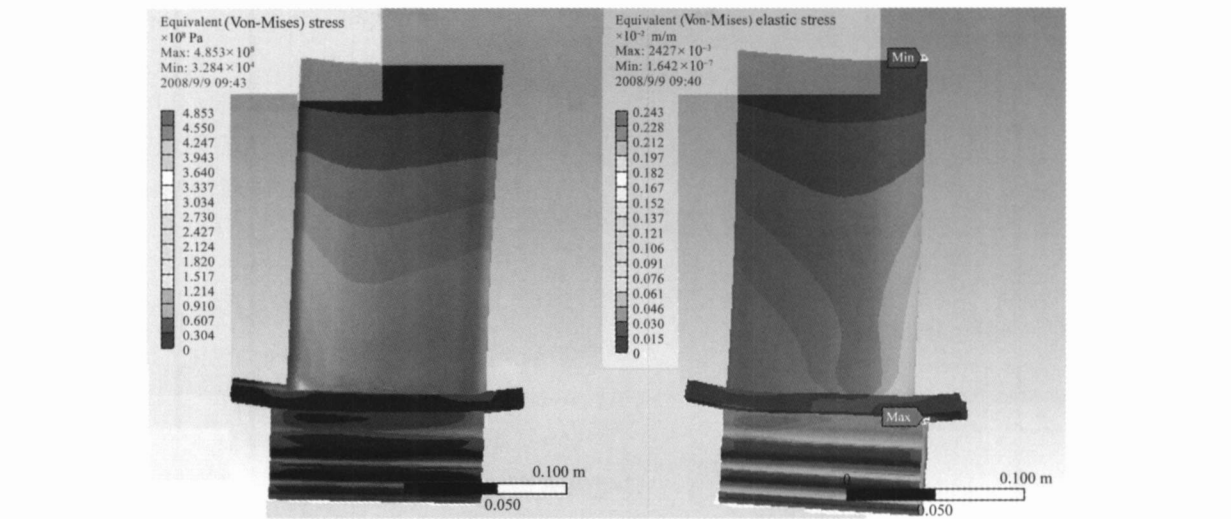


图 3 涡轮叶片等效 (Von-Mises) 弹性应变

Fig. 3 Equivalent (Von-Mises) elastic strain of turbine blade

由公式(11) 计算涡轮叶片各考核点处的蠕变寿命及单次飞行蠕变损伤.

表 3 考核点蠕变寿命及单次飞行蠕变损伤
Table 3 Creep life and damage of check points in one flight

节点	温度/ K	蠕变寿命/ h	单次飞行蠕变损伤
1569	1162. 58	$6. 5732 \times 10^3$	$1. 7748 \times 10^{-4}$
1581	1087. 60	$5. 4231 \times 10^5$	$2. 1513 \times 10^{-6}$
1723	1015. 39	$2. 6237 \times 10^5$	$4. 4467 \times 10^{-6}$
510	998. 75	$1. 3785 \times 10^6$	$8. 4633 \times 10^{-7}$
47	961. 47	$4. 0769 \times 10^7$	$2. 8615 \times 10^{-8}$

分别利用 Morrow 修正、SWT 修正及公式(10) 进行计算涡轮叶片的疲劳寿命及 1000 飞行小时的总损伤, 计算结果如表 4 所示. 表中疲劳寿命指发动机飞行的起落次数, 总损伤是疲劳损伤与蠕变损伤的总和.

对涡轮叶片进行疲劳寿命试验, 试验条件: 采用涡电流感应加热、成型/ 摩擦夹具、液压加载的

方法在菲利轮试验器上对某型发动机涡轮叶片进行了高温低循环疲劳试验, 试验涡轮叶片数 24 个, 采用国内常用的断裂截尾寿命试验, 确定其可靠性寿命. 采用损伤等效的加速试验载荷谱, 试验载荷谱中包括 0—最大连续—0, 慢车—最大连续—慢车两个循环, 忽略了对疲劳寿命影响较小的巡航—最大—巡航循环, 与上述叶片疲劳寿命计算载荷谱基本相同, 满足试验要求, 如图 4 所示. 试验温度 832 ℃, 保载时间 $\Delta t_1 = 394. 6\text{ s}$, 试验中, 每 2568 个循环相当外场 1000 飞行小时损伤, 并在试验中考虑了高温蠕变的影响. 试验结果分析: 试验过程中有 11 个叶片发生断裂或可见裂纹, 一个叶片在榫齿处断裂, 两个在叶片底部 1/3 处断裂, 一个在 1569 节点处首先出现裂纹, 两个破坏发生在节点 1581 附近, 两个叶片在节点 47 与 1723 之间处首先出现裂纹, 另有三个在 510 点附近断裂.

涡轮叶片高温多轴低周疲劳寿命预测结果如图 5 所示, 图中表示 11 个疲劳破坏的叶片在不同破坏部位叶片预测寿命与实测寿命的关系.

表 4 危险点低循环疲劳寿命及 1000 h 总损伤

Table 4 Low cycle fatigue life and total damage of 1000 hours of risky points

考核点	疲劳寿命			1000 飞行小时总损伤		
	Morrow 修正	SWT 修正	公式(10)	Morrow 修正	SWT 修正	公式(10)
1569	$9. 12 \times 10^3$	$6. 59 \times 10^3$	$8. 59 \times 10^3$	$2. 459 \times 10^{-1}$	$2. 819 \times 10^{-2}$	$2. 517 \times 10^{-1}$
1581	$1. 32 \times 10^4$	$6. 05 \times 10^3$	$9. 12 \times 10^3$	$6. 669 \times 10^{-2}$	$1. 416 \times 10^{-2}$	$9. 570 \times 10^{-2}$
1723	$2. 96 \times 10^4$	$1. 09 \times 10^4$	$2. 67 \times 10^4$	$3. 296 \times 10^{-2}$	$8. 823 \times 10^{-2}$	$3. 269 \times 10^{-2}$
510	$5. 35 \times 10^4$	$2. 52 \times 10^4$	$6. 94 \times 10^4$	$1. 661 \times 10^{-2}$	$3. 465 \times 10^{-2}$	$1. 315 \times 10^{-2}$
47	$8. 37 \times 10^4$	$4. 05 \times 10^4$	$8. 06 \times 10^4$	$1. 024 \times 10^{-2}$	$2. 116 \times 10^{-2}$	$1. 085 \times 10^{-2}$

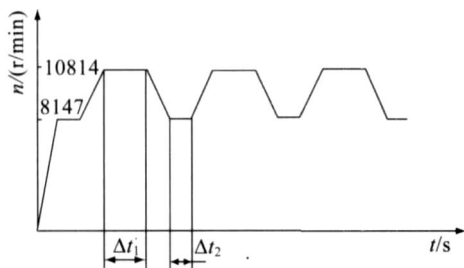


图4 涡轮叶片试验载荷谱

Fig. 4 Load spectrum of turbine blade test

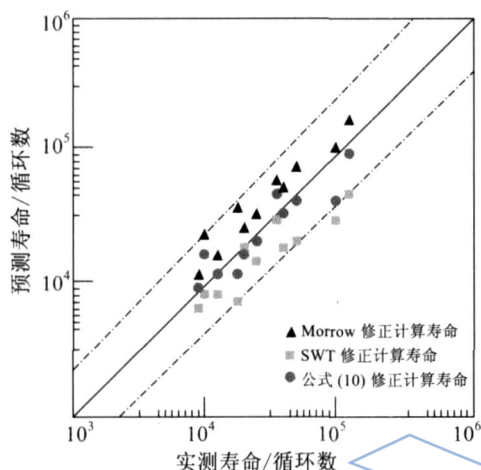


图5 理论预测寿命与实验寿命结果比较

Fig. 5 Predicted vs observed life

在非比例加载下,由于所施加的轴向应变和剪切应变存在相位差,其主应变和最大剪切应变在一个循环中,不但大小发生变化,而且方向也会发生变化。Von-Mises 等效应变只考虑材料的三个方向的主应变,没考虑材料临界面最大剪应变和非比例加载下附加强化的影响,不符合涡轮叶片疲劳破坏机理。因而对于非比例加载,无法直接利用 Mises 等效准则将所施加的轴向应变和剪切应变合成一个等效应变。SWT 公式只考虑了临界面上最大正应变和最大法向应力,没有考虑材料临界面上剪应变对疲劳裂纹萌生、扩展的影响,更没有考虑非比例加载下应力应变的交互作用。这种导致主轴发生旋转的非比例加载不但会使应力-应变分析造成困难,而且还会产生非比例附加强化,造成疲劳寿命大大缩短。所以用它们来预测涡轮叶片的疲劳寿命不太准确,有时差别很大。

公式(10)中疲劳损伤模型是基于临界面法的疲劳破坏理论,该损伤参量考虑了非比例加载下的附加硬化的正应变和最大剪应变对疲劳寿命的影响,同时吸取了 Manson-Coffin 理论和 SWT 修正公式的优点,因此,它适用于涡轮叶片非比例加

载下疲劳损伤的情况。该临界面理论在参数的选择上不仅考虑了应力、应变的大小,还考虑了应力、应变的方向,因此其损伤参数更有意义。同时也使得临界面理论更接近于实际状况,为准确预测涡轮叶片疲劳寿命提供了理论基础。

3 结 论

本文针对航空发动机涡轮叶片高温多轴低周疲劳/蠕变寿命预测理论和方法进行了讨论分析,并根据叶片工作环境和应力应变状态,对 Manson-Coffin 理论和 SWT 公式进行修正,给出叶片新的疲劳寿命计算公式,可以得出如下结论:

1) 该叶片在考虑离心载荷、热应力和气动载荷的情况下,其最大等效应力低于材料的屈服强度,满足设计要求;

2) 考虑涡轮叶片离心载荷、温度载荷及气动载荷的条件下,在本文给出的 Manson-Coffin 理论的 Morrow 修正、SWT 修正及公式(10)修正中,Morrow 修正疲劳寿命最大,公式(10)计算结果次之,而 SWT 修正计算结果最保守;

3) 通过与涡轮叶片实际使用寿命相比较,利用本文给出的疲劳/蠕变寿命计算公式(10)得到疲劳寿命较接近实际使用寿命。

参考文献:

- [1] 陈立杰,谢里阳.某低压涡轮工作叶片高温低循环疲劳寿命预测[J].东北大学学报(自然科学版),2005,26(7):673-676.
CHEN Lijie, XIE Liyang. Prediction of high-temperature low-cycle fatigue life of aeroengine's turbine blades at low-pressure stage [J]. Journal of Northeastern University (Natural Science), 2005, 26(7): 673-676. (in Chinese)
- [2] 高勇,王延荣.涡轮转子叶片低循环疲劳/蠕变寿命的预测[J].燃气涡轮试验与研究,2005,18(2):23-26.
GAO Yong, WANG Yanrong. Low cycle fatigue-creep life prediction for turbine rotor blade [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(2): 23-26. (in Chinese)
- [3] Smith R N, Watson P, Topper T H. A stress-strain function for the fatigue of metals [J]. Journal of Materials, JMLSA, 1970, 5: 767-778.
- [4] Fatemi A, Socie D F. A critical plane approach to multiaxial fatigue damage including out-of-phase loading [J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 1988, 11: 149-165.
- [5] Wang C H, Brown M W. A path-independent parameter for fatigue under proportional and nonproportional loading [J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 1993, 16: 1285-1298.
- [6] 王向平,周柏卓,杨晓光.多轴疲劳理论在航空发动机零部

件寿命预测中的应用[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2004, 21(4):1-4.

WANG Xiangping, ZHOU Bozhuo, YANG Xiaoguang. Multiaxial fatigue life prediction of fan disck using critical plane method[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2004, 21(4):1-4. (in Chinese)

[7] 尚德广,王德俊. 多轴疲劳强度[M]. 北京:科学出版社,2007.

SHANG Deguang, WANG Dejun. Multiaxial fatigue strength [M]. Beijing: Science Press, 2007. (in Chinese)

[8] 侯贵仓,余振华,李权. 某型发动机 I级涡轮叶片低周疲劳寿命研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(4):25-28.

HOU Guicang, YU Zhenhua, LI Quan. An investigation on low cycle fatigue life of engine 1st stage turbine blades [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(4): 25-28. (in Chinese)