

文章编号: 1000-8055(2003) 02-0206-05

TC4 钛合金焊接接头疲劳损伤演变模型研究

郭海丁, 郭华芝, 刘观日, 高德平
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 对航空发动机焊接式整体叶盘结构, 用损伤力学理论研究焊接接头低周疲劳损伤演化规律, 以带内变量的热力学为基础, 根据低周疲劳损伤特性及耦合的应变等价原理, 建立了焊接低周疲劳损伤演变模型。用控制应变的疲劳试验, 对航空发动机中常用的 TC4 钛合金焊接试件进行了疲劳损伤的测量, 验证了损伤演变模型。模型中的参数具有明确的物理意义, 且容易测量。研究结果对航空发动机焊接式整体叶盘寿命预测有参考价值。

关键词: 航空、航天推进系统; 损伤模型; 焊接结构; 低周疲劳
中图分类号: O346.1; TB302 **文献标识码:** A

A Research of Fatigue Damage Evolution of TC4 Alloy Welded Joint

GUO Hai-ding, WU Hua-zhi, LIU Guan-ri, GAO De-ping
(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In this paper, the damage evolution law of low cycle fatigue (LCF) of welded blisk is studied, to which the damage mechanics theory is applied. The LCF damage evolution model is built on the basis of strain-in variable thermodynamics, the LCF damage characteristics and the coupled strain equivalence principle with damage. The damage of welded specimens is measured in the strain-controlled LCF experiment of titanium alloy (TC4) which is often used in aero-engine and the damage evolution model is verified. The parameters in this model have definite physical meaning and are easy to be measured. The research results are of reference value for the life predication of the welded blisk of aero-engine.

Key words: aerospace propulsion; low cycle fatigue; fatigue damage model; welded structure

1 引言

航空发动机正朝着高性能、高推重比、高可靠性方向发展。在发动机的设计过程中, 各种新技术、新材料、新工艺的应用研究受到重视。焊接作为一种连接手段, 能够简化结构、减轻重量, 在航空发动机机匣、火焰筒、盘鼓连接较早的得到应

用。80 年代初, 国外在压气机制造中采用了整体叶盘(blisk) 结构, 大大减轻了转子的重量, 不仅有效地提高了推重比, 且由于结构简化, 提高了叶盘的结构可靠性。目前, 国内在这方面的应用研究工作刚刚起步, 焊接式叶盘为 blisk 中的一种。由于焊接工艺本身的特点, 应用焊接叶盘目前尚存在一些亟待解决的问题, 如疲劳寿命预测问题, 接头

收稿日期: 2002- 05- 28; 修订日期: 2002- 12- 31

作者简介: 郭海丁(1958-), 男, 山东潍坊人, 南京航空航天大学能源与动力学院副教授, 主要从事焊接结构疲劳、结构优化理论研究。

的焊接缺陷必然会对结构疲劳寿命产生一定影响。如何合理评价叶盘焊接接头的疲劳性能以及正确预测疲劳寿命,成为在航空发动机上推广应用这一特殊结构必须解决关键技术之一。

金属结构疲劳破坏是由损伤累积、裂纹萌生、裂纹扩展到最后断裂的渐进过程。研究表明,裂纹是导致焊接接头疲劳破坏的根本原因。焊接接头具有应力集中、微观组织和力学性能不均匀等特点,与均质金属结构相比,影响接头疲劳寿命的因素更多,研究其裂纹的产生和疲劳失效更为复杂。对此问题,研究者们过去多采用传统的强度理论研究接头的疲劳强度及其影响因素。随着断裂力学的发展,人们还对裂纹扩展规律作了大量的研究。然而对焊接件失效机理的进一步研究则表明:裂纹萌生寿命占了整个焊接结构疲劳寿命的主要部分,尤其对具有高应力水平的新一代发动机结构,疲劳裂纹一旦产生,其快速扩展就会导致整个结构失效。

断裂力学是研究无损非耗散材料中具有明确几何边界的宏观裂纹及其扩展问题,由此建立起来的裂纹扩展速率与应力强度因子之间的一般关系(Paris 公式)在研究疲劳裂纹扩展及结构的疲劳损伤容限设计中仍起主导作用。但是断裂力学方法不适用于裂纹萌生寿命的研究。近些年来有人采用了从无损状态开始到位错、空洞与滑移带形成、微裂纹生成、裂纹连接与扩展,直到宏观裂纹形成都普遍适用的损伤力学理论来研究焊接结构疲劳性能,研究焊接接头裂纹萌生演变规律^[1]。在损伤力学中,把数目众多、形态各异的微观缺陷作为一种损伤现象,用一个参量——损伤变量加以定量描述,并把损伤变量看作表示物体内部结构不可逆变化的一种内变量来描述材料内部结构的劣化。用这种方法来研究焊接接头中各种缺陷对应力应变行为的影响及进行寿命预测,成效显著^[2,3]。

由于损伤力学是近二十年刚刚发展起来的,有大量的理论和试验问题有待进一步完善和解决。例如,不同材料和结构的疲劳演化规律,损伤参数与疲劳循环寿命的关系以及应力幅的关系等等。本文的研究建立在损伤力学基础上,用循环响应法定义方便工程测量的损伤变量,建立焊接接头疲劳损伤演变模型,对航空发动机中常用的 TC4 钛合金进行了控制应变的低周疲劳性能试验,用焊接试件的疲劳损伤量测量结果验证该模型,试验值与理论值吻合较好。

2 损伤变量

用损伤力学理论分析材料或结构的损伤行为,首要的任务是要选择反映结构损伤演化特征的损伤变量来定义和描述结构的损伤程度和状态,并建立损伤演变模型。损伤变量的定义很多,但没有哪种损伤变量定义能反映所有材料或结构的损伤演化特征。不同的研究者针对具体的材料或结构采用不同的基准量来定义,但不外乎宏观量和微观量两种类型。选择微观损伤变量对研究损伤机理、建立宏微观结合的损伤演化方程及破坏模型,更能反映损伤的本质特征和实际演化过程,但是对损伤量的测量手段要求高,工程应用有一定的难度。焊接过程中会产生夹杂、气孔、初始微裂纹、未焊透、焊层之间未熔合等等缺陷,且随机性较大,目前很难选择一种既反映所有缺陷又能方便测量的微观参量定义焊接接头中的损伤,而用宏观参量定义疲劳损伤,则便于疲劳损伤的试验研究和工程应用。针对航空发动机焊接整体叶盘低周疲劳特性,可采用控制应变的疲劳试验方法^[4],用循环响应法建立焊接接头疲劳损伤变量表达式。

根据低周疲劳 Ramberg-Osgood 硬化规律及耦合的损伤硬化等价原理有:

$$\Delta \epsilon = \left[\frac{\Delta \sigma}{K_c (1 - D)} \right]^{M_c} \quad (1)$$

式中: $\Delta \epsilon$ 为加载幅度 $\Delta \sigma$ 下每一循环的塑性变形, M_c 和 K_c 是材料参数。

假设损伤 $D = 0$ 时产生的塑性应变幅 $\Delta \epsilon$ 时的应力幅为 $\Delta \sigma^*$, 代入(1)式可得:

$$\Delta \sigma^* = K_c \Delta \epsilon^{1/M_c} \quad (2)$$

由(1)式和(2)式得:

$$D = 1 - \frac{\Delta \sigma}{\Delta \sigma^*} \quad (3)$$

式中: $\Delta \sigma$ 是在试验过程中测量应力—应变循环曲线得到的应力幅。(3)式表明,在控制应变的低周疲劳试验中,可以由应力幅的变化计算损伤量。

3 低周疲劳损伤演变模型

3.1 母材损伤演化方程

在建立 TC4 钛合金焊接接头疲劳损伤演变模型前,先讨论母材的疲劳损伤演化方程,并以此为基础,给出焊接接头疲劳损伤演变模型。

根据损伤力学理论,低周疲劳损伤主要是由累积塑性应变造成的。文献[5]给出了基于热力学

方法的低周疲劳损伤演化方程一般形式:

$$\dot{D} = - \frac{Y}{S_0} \frac{p}{(1-D)^\alpha} \quad (4)$$

式中: Y 为损伤能量释放率; S_0 为材料参数, 与载荷、温度等有关; α 为损伤参数; p 为等效塑性应变率。

在三轴应力状态下:

$$Y = - \frac{\Delta \sigma_q R_v}{2E(1-D)^2} \quad (5)$$

前面讨论了低周疲劳应变等价耦合应变硬化关系, 将公式(1)推广到三轴比例加载情况, 则有:

$$\Delta \sigma_q = (1-D) K_c' \Delta p^{1/M_c}$$

这里 $K_c' = K_c 2^{-(1+1/M_c)}$, 代入公式(5)及公式(4), 同时考虑在一次循环中, 损伤量 D 不变, 则得到低周疲劳损伤演化方程:

$$\dot{D} = \frac{R_v}{2ES_0} K_c'^2 (p - p_i)^{2/M_c} \frac{p}{(1-D)^\alpha} \quad (6)$$

$$\text{令: } \Omega = \frac{2ES_0}{K_c'^2}, \quad \gamma = \frac{2}{M_c}$$

比例加载情况 R_v 为常数时, 循环一周内可以认为 $(1-D)^\alpha$ 不变。代入公式(6)得到循环一周的损伤值:

$$\frac{\delta D}{\delta N} = \frac{R_v}{\Omega \gamma + 1} \frac{(\Delta p)^{\gamma+1}}{(1-D)^\alpha} \quad (7)$$

将循环次数 $N=0$ 时 $D=0$ 和 $N=N_f$ (失效时的循环次数) 代入公式(7)积分, 得 N_f 为:

$$N_f = \frac{\Omega \gamma + 1}{\alpha + 1} R_v^{-1} (\Delta p)^{-(\gamma+1)} \quad (8)$$

和损伤演化方程:

$$D = 1 - \left[1 - \frac{N}{N_f} \right]^{1/(1+\alpha)} \quad (9)$$

3.2 焊接接头疲劳损伤模型

将公式(8)和(9)应用于焊接接头, 还要解决应力集中、初始损伤等问题。由于研究的是裂纹的萌生寿命, 疲劳失效定义为在焊接接头中产生宏观裂纹, 此时其临界损伤值 D_c 并不为 1, 为此对损伤量 D 作归一化处理。设 D_T 为对应一定循环次数得全局损伤值, D_c 为裂纹萌生时的临界损伤值, 当 $D_T = D_c$ 时, $D = 1$, 产生失效, 则损伤变量 $D = D_T/D_c$ 。此外, 焊接加工以后, 相对母材来说, 接头微观组织和宏观力学性能都发生了变化, 同时在焊趾产生应力集中, 故需要在损伤演化方程中引入初始损伤以及由于应力集中导致的应变集中系数 $K_f^{[6]}$, 由此得到焊接接头疲劳损伤演变模型:

$$N_f = \frac{\Omega (D_c - D_0) (\gamma + 1)}{\alpha + 1} R_v^{-1} (K_f \Delta p)^{-(\gamma+1)} \quad (10)$$

$$D - D_0 = (D_c - D_0) \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{N}{N_f} \right)^{1/(1+\alpha)} \right] \quad (11)$$

4 损伤模型的试验验证

4.1 疲劳试验及损伤量测量

钛合金由于具有比强度高, 热稳定性和热加工工艺性好, 可以进行焊接和各种方法的机械加工, 在航空工业特别是航空发动机中得到广泛应用。按 GB3075-82 金属轴向疲劳试验方法, 对 TC4 钛合金焊接试件进行控制应变的低周疲劳试验。试件为电子束焊接平板试样, 疲劳试验在 MTS 880 型材料疲劳试验机上进行。应变比 $\epsilon_R = 0.1$, 试验频率 3 Hz。分别在三级应变水平下跟踪记录应力—应变循环。试验观察发现宏观裂纹出现在载荷下降 20% 到 30% 之间, 取载荷下降 25% 时的循环次数为试件的疲劳寿命 N_f , 见表 1。拟合的疲劳寿命曲线对数表达式为:

$$\log(\epsilon_{\max}) = -0.8375 - 0.347281 \log(N_f) \quad (12)$$

式中: $\epsilon_{\max}$ 为应变控制的最大工作应变。

其次, 根据公式(11)给出的损伤演变模型得损伤量的 D 与疲劳循环周次的关系。表 2 列出了 3 号与 5 号试件疲劳损伤测量结果。最大应变幅 $\Delta \epsilon_{\max} = 5.461 \times 10^{-3}$, 由公式(12), 这级载荷下的疲劳寿命 $N_f = 12684$, 稳定循环时, 对 3 号试件有 $\Delta \sigma^* = 276.85$ MPa, $E = 108950$ MPa; 对 5 号试件有 $\Delta \sigma^* = 279.3$ MPa, $E = 111820$ MPa。

4.2 基于循环响应法的焊接接头疲劳损伤演化方程

根据表 2 给出的 TC4 钛合金焊接接头疲劳损伤测量结果, 代入(11)式拟合可给出具体的损伤演化方程表达式。

拟合结果为:

$$D_0 = 5.458 \times 10^{-10}$$

$$\alpha = 16.1174, \quad D_c = 0.22513$$

损伤演化方程表达式为:

$$D - 5.458 \times 10^{-10} = 0.22513 \times \left[1 - \left(1 - \frac{N}{12683.9} \right)^{0.05842} \right] \quad (13)$$

表 1 控制应变疲劳试验结果

Table 1 The results of strain-controlled LCF experiment

试件号	3	5	6	2	7
$\epsilon_{\max}(10^{-3})$	5.461	5.461	4.040	4.008	3.132
最大拉伸载荷/MPa	294.00	294.00	230.10	222.85	178.26
载荷下降 25%/MPa	22.53	22.95	17.10	17.07	13.64
失效循环数 N_f	13900	12570	26936	30007	67025

表 2 TC4 焊接接头疲劳损伤测量结果

Table 2 The results of fatigue damage on TC4 alloy welded joint

循环数 N		5000	7000	9000	10000	12000	12300	12500
循环应力 $\Delta\sigma$	3#	272.93	271.85	270.68	269.5	262.93	—	258.23
	5#	—	—	278.81	276.56	271.85	262.15	253.5
损伤量 $D=1-\Delta\sigma/\Delta\sigma^*$	3#	0.01416	0.01805	0.02230	0.02655	0.05027	—	0.06726
	5#	—	—	0.00175	0.00982	0.02667	0.06035	0.09228
损伤量 $D=1-\tilde{E}/E$	3#	0.0075	0.02379	0.01190	0.02486	0.03569	—	0.06282
	5#	—	0.02996	0.00340	0.00921	0.02880	0.07262	0.09288

4.3 基于弹性模量法的焊接接头疲劳损伤演化方程

选择常用的损伤变量测量方法—弹性模量法进行测量。由弹性模量法,损伤变量表示为:

$$D=1-\tilde{E}/E \tag{14}$$

式中: $\tilde{E}=E(1-D)$ 为损伤弹性模量。在疲劳试验中焊接试件弹性模量 E 随着循环数的增加而下

降,这是由于焊接接头内部产生了损伤,刚度降低。实际测量结果见表2。拟合得损伤演化方程表达式为:

$$D-5.0\times10^{-8}=0.23785\times\left[1-\left(1-\frac{N}{12683.9}\right)^{0.0669}\right] \tag{15}$$

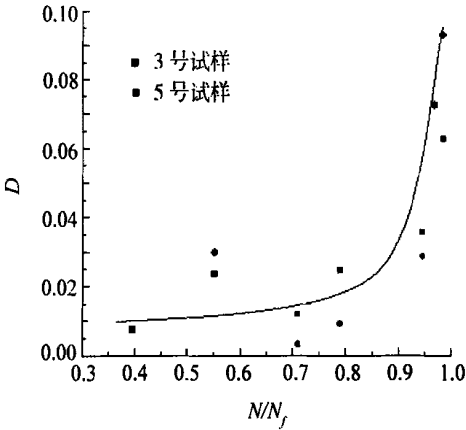


图 1 弹性模量法获得的损伤演化曲线

Fig. 1 Damage evolution curve based on the decay of modulus of elasticity

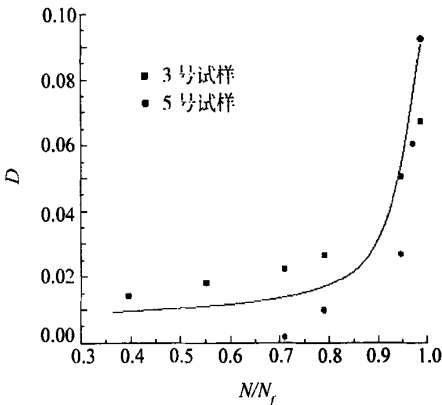


图 2 用循环响应法获得的损伤演化曲线

Fig. 2 Damage evolution curve based on cycle strain ratio

比较(13)式和(15)式,两种方法获得的损伤演化方程表达式非常相近。图1和图2分别给出

了损伤模型用两种方法获得的损伤演化规律与实际测量的损伤变量值,从图中可以看出,吻合情况较好。损伤值在循环相当一段时间内损伤值增加比较缓慢,而末期增加较快,符合低周疲劳的特点。

5 结 论

通过对 TC4 钛合金焊接接头疲劳损伤演化规律的研究,建立了基于损伤力学理论的低周疲劳损伤演变模型公式(10)和(11),并通过试验进行了初步验证。该模型形式简单参数少,容易测量,具有明确的物理意义,对航空发动机焊接构件寿命预测有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] 左建政. GH150 高温合金及其焊接结构的疲劳损伤与寿命预测[D]. 西安:西安交通大学, 1996.
- [2] Guang-xu Cheng, Jian-zheng Zuo. Continue Damage Model of Low-Cycle Fatigue and Fatigue Damage Analysis of Welded Joint[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1996, 55(1): 155 - 161.
- [3] Wang T J. A Continuum Damage Model for Ductile Fracture of Weld Heat Affected Zone [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1991, 40(6): 1075- 1082.
- [4] 徐灏. 疲劳强度[M]. 北京: 高等教育出版社, 1988.
- [5] 余寿文. 损伤力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 1997.
- [6] 刘观日. 整体叶盘 TC4 钛合金焊接接头疲劳寿命方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2000.