

航空发动机材料寿命问题探讨

Discussion on Life Prediction of Gas Turbine Materials

吴犀甲 / 加拿大国家研究院

摘 要: 归纳了航空发动机材料的变形损伤机理, 强调了变形物理机制模型在部件设计和全寿命预测管理方面的应用。

关键词: 疲劳; 蠕变; 变形机制; 寿命预测

Keywords: fatigue; creep; deformation mechanism; life prediction.

0 引言

航空发动机既要有高性能(大推力, 低油耗, 低排放)又要有耐久性。这要求在设计过程中认真考虑发动机工作条件与部件材料承受能力的关系。设计人员在设计中使用合适的计算分析方法和准确的热力学边界条件估算温度和应力, 然后用经验关系或安全系数对结果加以修正以确定部件的使用寿命。这些“理论”计算值将在设计中成为衡量材料性能的标杆。随着推力增大和节省燃油的要求增高, 发动机燃烧温度必须增高, 因此发动机材料要承受更高温度和更高应力, 同时还要忍受环境腐蚀和外物损伤。图1显示了发动机部件的各种失效原因所占的比重, 其中79%与材料

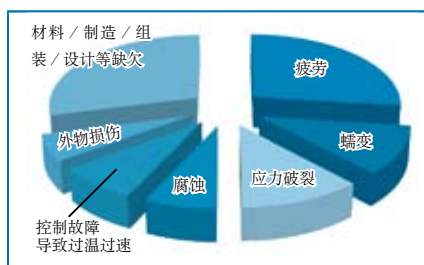


图1 发动机部件的各种失效原因

和设计有关^[1]。

现实中的材料性能依化学成分和制造工艺变化万千。一般要求是99%同种材料样品在同等温度条件下达到设计强度。这要求在选择材料时, 容许一定的成分和处理工艺的不确定性, 需要对材料进行成千上万次测试, 确定其性能的统计分布, 然后按一定的可信度选定合适的材料。但

是受实验条件的局限性, 通常只能通过材料试验评估简单加载条件下的性能, 如单向拉伸、等幅疲劳和常载荷高温蠕变。而发动机部件在使用过程中的温度变化和加载路径相当复杂, 会引起疲劳和蠕变在热力交变的条件下相互作用, 导致复杂多样的破坏机制, 严重影响使用寿命。

因此, 在现代先进发动机设计过程中需要引用材料本构-损伤模型对部件材料在使用过程(包括瞬态和稳态)的表现行为进行实时分析, 以确定其满足寿命要求。在力学上, 基本可以认为材料是均匀连续介质。但材料的本构-损伤模型实质上是多尺度物理问题, 因为损伤起始于(纳米级)晶格位错和非匀质界面, 活动于

雷达技术[M]. 北京: 电子工业出版社, 2006.

[3] 龙宁, 张凤荔. 基于FFT的数字多波束测向算法研究[J]. 电子科技大学学报, 2005, 34(1): 16-18.

[4] 顾敏剑. 多波束比幅测向系统精度分析[J]. 舰船电子对抗, 2007, 30(3): 70-73.

[5] 胡梦中, 宋铮, 等. 一种新的低副瓣多波束形成方法[J]. 现代雷达, 2007, 29(10): 71-74.

[6] 黄玉学, 李其福, 桑微. 数字多波束技术信号处理算法研究[J]. 无线工程, 2006, 36(7): 18-19, 52.

[7] 程进, 傅有光, 王峰. 高速实时数字多波束形成系统实现方法[J]. 现代

雷达, 2005, 27(12): 45-48.

作者简介

董晔, 工程师, 研究方向为雷达系统仿真与算法设计。

李晓明, 博士, 工程师, 研究方向为阵列信号处理。

李瑞, 工程师, 研究方向为雷达系统、信号处理。

(微米级)微观组织结构而彰显效果于宏观,如导致裂纹萌生和扩展。合适的材料模型应考虑如上所述诸多金相元素和物理变形机制,方可通过具体的金相组织分布(与制造和热处理工艺参数紧密相关)评估材料的性能统计分布,以确定合适的强度值达到设计要求。相对于传统的大量试件测试加经验修正,这无疑是一种省时省力的办法,同时也是发动机全数字化全寿命设计的重要一环,不仅影响部件的最佳设计,其结果更关乎发动机后期的维修和适航安全性。

为了构建通用的材料本构-损伤-寿命模型框架,有必要简略回顾材料的基本非线性变形机制,并考虑它们在蠕变和疲劳过程中的损伤作用。

1 基本变形机理

1) 疲劳

在微观结构和晶格阻力屈服于载荷时,大面积位错滑移导致塑性变形。在循环加载的条件下,往复的位错运动集中形成持久滑移带,由此产生疲劳裂纹。这种塑性变形的特性是与加载速率不相关的,它是低周疲劳的基本机理。高周疲劳在金相意义上机理等同,只不过在个别取向的晶粒内小范围地发生,从而延长裂纹萌生过程。

2) 蠕变

典型的蠕变曲线由三阶段组成:首期蠕变,其速率随时间下降;二期蠕变,其速率几近常量;三期蠕变,其速率上扬(图2)。在不同的温度应力条件下,这样(随时间)的变形曲线实际上由不同变形机制导致的分量组成:位错攀移,滑移,和晶界滑移,这些都是晶格缺欠的热激活运动。最新研究表明,显著的首期蠕变

现象由晶界滑移主导,三期蠕变由晶内位错增殖和攀滑主导,而二期蠕变则包含了前两者的稳定贡献^[2]。特别地,如在涡轮盘材料中,晶界滑移沿晶界析出相产生一系列微裂纹。当晶界滑移达到一临界值时,就产生沿晶蠕变断裂。这种情况的蠕变断裂韧性很小。如果条件容许晶内位错运动占主导,则大致导致穿晶断裂,这种情况的蠕变韧性比较大。如此引入以上物理机制的蠕变模型就不仅可以描述蠕变变形曲线,还能够根据晶界滑移临界值和晶体韧性的双重准则判断蠕变寿命和断裂模式。

依据变形动力学的原理,总应变应为弹性、塑性和蠕变的总和:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \varepsilon_p + \varepsilon_v \quad (1a)$$

而后者与时间相关,由位错攀滑移 $\varepsilon_{g/c}$ 和晶界滑移 ε_{gbs} 叠加而成^[2]:

$$\varepsilon_v = \varepsilon_{g/c} + \varepsilon_{gbs} \quad (1b)$$

蠕变寿命判据为:

$$t_r = \min \begin{cases} t(\varepsilon_{gbs} = \varepsilon_{gbs,cr}) \\ t(\varepsilon_{g/c} = \varepsilon_{g/c,cr}) \end{cases} \quad (2)$$

这种依据蠕变机理和以断裂韧性为准则的模型对发动机部件设计非常有意义。比如,导向叶片的变形将影响气流的流向,从而影响涡轮的动力效率,对此最好设定变形上限;而涡轮盘和叶片如发生裂纹将十分危险,对此必须设定适当的蠕变量,使其不超过部件的损伤容限(至下一次检修期的裂纹扩展寿命)。必须指出,用Larson-Miller蠕变断裂时间曲线不能给出如此精确的定义。

变形物理模型的另一个重要用途是反馈信息指导材料设计。首先,因

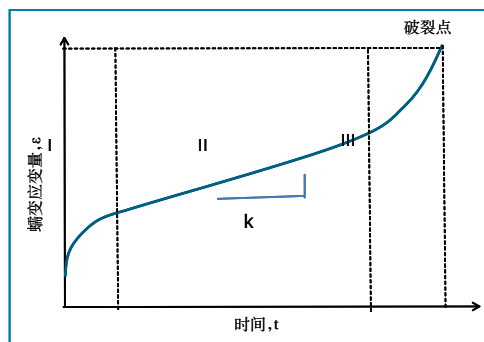


图2 蠕变曲线。

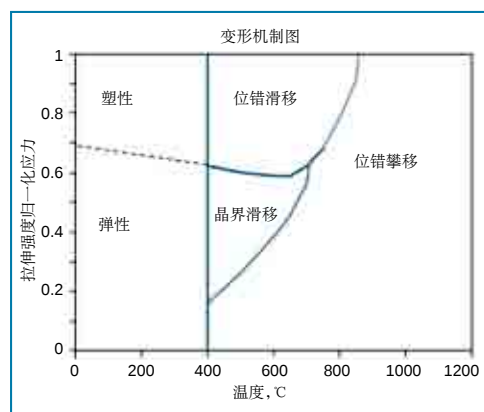


图3 某涡轮盘材料变形机制图。

为模型明确包含各种变形物理机制的贡献量,可以用来描绘变形机制图。这一概念最早由Ashby提出^[3],在温度应力空间划分出各个机制的主导区。图3表示某涡轮盘材料的变形机制图。然后,根据设计要求的温度和应力找到材料应用点。因为模型本身考虑了微观组织的影响,即可据设计要求用模型优化微观组织的参数。最后,由适当的材料处理工艺完成。

2 问题讨论

随着涡轮进口温度增高,涡轮盘工作温度亦增高,发动机的长期运转必然导致涡轮盘边缘材料经受蠕变变形,而每次启动-关机又将疲劳叠加上去。那么累积蠕变对低周疲劳有何影响呢?加拿大国家研究院的最新研究表明,蠕变-疲劳交互作用可以用如下公式表达^[4]:

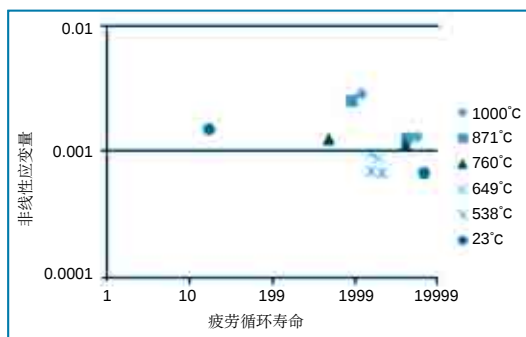


图4 Rene 80真空疲劳寿命

$$N = \frac{N_f}{1 + \frac{l}{\lambda}} \quad (3a)$$

其中 l 是蠕变裂纹(空穴)长度, λ 是间距。对于多晶体,一般 $l = d\epsilon_{\text{gbs}}$, d 是晶粒尺寸。疲劳寿命的评估通常采用Manson-Coffin公式:

$$\Delta \epsilon_g = C N_f^{-1/2} \quad (3b)$$

注意,公式(3)中的 $\Delta \epsilon_g$ 仅代表位错滑移机制产生的应变变量,而非总的非线性应变变量,因为在高温下它可能包含位错攀移量,而位错攀移在金属物理意义上不对疲劳有贡献。NASA的实验显示^[5], Rene 80的真空疲劳寿命不与总非线性应变变量归一,如图4所示。对应相等的疲劳寿命,高温($>871^\circ\text{C}$)状态比低温状态的非线性应变明显增大,因为有时间相关的蠕变应变参与其中,但工业界仍然不加区分地用总非线性应变变量来预测低周疲劳寿命。

另一个常见问题是热力交变疲劳。它可以说是热端部件(导向叶片和涡轮叶片)等受损的最主要原因。热力疲劳存在于受冷却的部件,无论瞬态或稳态工况都会在部件上产生温度梯度,造成热应力与承载的机械应力叠加,要通过精巧的设计和运行工况的控制降低疲劳裂纹增长的风险。因此,必须花费功夫了解和分

析其机理。热力交变疲劳通常包含了疲劳-蠕变相互作用的机理,但是在温度和载荷同时变化的时候发生。本文讲述的模型原理对此也适用。具体说,就是将代表各种变形物理机制的速率方程代入方程式(1)计算总的应力-应变关系,其中包含了各个机制的贡献量。在寿命预测中,用合适的变形分量分别计算疲劳和蠕变的损伤成分。比如,疲劳由位错滑移量所决定,而攀移量依物理机制原理不应贡献其中;至于蠕变损伤,多晶体内的晶界裂纹主要与晶界滑移和扩散有关;而对于单晶体来说,蠕变损伤(在微观组织稳定的情况下)则多为空洞边缘萌生裂纹。如果再考虑环境影响(比如在未加抗氧化保护涂层的情况下),则方程式(3)应改为:

$$\frac{1}{N} = \left(1 + \frac{l}{\lambda}\right) \left(\frac{1}{N_f} + \frac{1}{N_{\text{ox}}}\right) \quad (4)$$

在加拿大国家研究院的航空材料实验室,部分工作就是用特殊组装的实验机为发动机制造厂商测试叶片材料(包括单晶镍基合金)的热力疲劳性能。这些测试辅以本构模型和损伤机理的研究,旨在精确标定材料在复杂载荷条件下的行为表现,如交变循环环持续时间段的载谱。

以上机理在损伤演变全过程(包括裂纹萌生和扩展)中的作用另有撰文讨论^[6]。

3 小结

总之,为了不断提高推重比,现代航空发动机的设计将材料的使用推至其性能极限。这其中包含的挑战就

是对强度和寿命的精确估算。无论从制造厂商的角度按小时输出动力出售发动机(相当于发动机保修期)或是从用户的角度希望发动机延寿,在降低全寿命(包括设计,研发,制造和维护)成本的意义上一致的。传统经验的寿命估算方法有许多不足甚至站不住脚之处。所以,为了争取在相对短的时间内占得竞争优势,必须建立一套以物理为基础的材料设计和强度及寿命预测方法。毕竟,再高的设计要求必须靠材料的物理支撑才能实现。

AST

参考文献

- [1] Cooper T D, Kelto C A. Fatigue and Microstructure. ASM, 1979: 29-30.
- [2] Wu X J, Williams S, Gong D. A true-stress creep model based on deformation mechanisms[J]. Journal of Material Engineering and Performance, accepted, 2012.
- [3] Frost H J, Ashby M F. Deformation mechanism maps[M]. Oxford: Pergamon, 1982.
- [4] Wu X J. A model of nonlinear fatigue-creep/dwell interactions[J]. Trans. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, 131.
- [5] Romanoski G R Jr. NASA Contract Report 165498[R]. 1982.
- [6] 吴犀甲. 金属材料寿命的演变过程[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2009.

作者简介

吴犀甲, 加拿大国家研究院高级研究员。