

# 航空发动机延寿定寿的新方法

## 与材料寿命及寿命预测

何 晋 瑞

### 1. 新、老方法的历史发展

我部发动机延寿、定寿工作从六十年代的BK-1A算起,已有几十年的历史,至今仍是采用五十年代单纯依靠“整机试车、领先飞行”的方法。这远远落后于国外流行的定寿新方法。如何改变这种落后状况有必要从发动机定寿、延寿的历史作一回顾。

当前与未来的航空发动机设计发展可归纳为“四大”要求,即:性能、可靠性-耐久性-维修性,重量,初始成本-周期。其中性能、重量和初始成本-周期三项指标在较短时间就可得知,但可靠性、耐久性与维修性能在相当长时间内是无从知道的。几十年来,航空发动机从简单的单涵道、低压比涡轮喷气发动机发展到复杂的多涵道、高压比与高压涡轮风扇发动机。性能从早期推重比1.5:1提高到现在的8:1。发动机的寿命与可靠性也得到改善,部件服役寿命即返修周期从5小时提高到1000小时甚至更长。但在过去较长时间内,发动机发展规划着重于达到性能指标,对耐久性则未予重视。一般不规定设计寿命和工作循环要求;既不作正规的设计分析,也不作应力、温度等数据测定;试验循环数被人为地确定,而缺乏实际使用价值。例如,一般规定经150小时军用合格试验(MQT)通过即可投产。这种试验不能反映外场的操作实际,缺乏大量引起低循环疲劳失效的拉杆动作(throttle movement)循环,而一架战斗机在200小时飞行中,可能遇到20000个Ⅲ型循环(慢车—中速/最大—慢车)和1900个Ⅰ型循环(零—中速/最大—零)。上述150小时合格试验却只有300个Ⅲ型循环和25个Ⅰ型循环,因而无法避免一些事故的发生。据美国空军材料试验室(AFML)统计,1963~1978年发生的3824起飞机事故中,属发动机结构

事故1664起,占43.5%,其中因疲劳、蠕变、持久造成失效的占46%。为使服役中事故减至最小,美国空军从总结上述事故教训提出了发动机结构完整性大纲(ENSIP),并于1973年和1975年先后制定《涡轮风扇和涡轮发动机通用规范》(MIL-E-5007D)及《涡轴、涡桨发动机通用规范》(MIL-E-8593A)。1976年美国科学咨询委员会(SAB)对发动机发展过程评价后,于1978年正式写成ENSIP,它是近十年内所发生的服役问题和发动机发展问题的总结,修正后的ENSIP包括在同年的军标说明书(MIL-E-×××××)中,国内至今未获原文。在1973、1975年的军标中,实质上提出了对老机延寿和新机定寿新的方法和途径。现归纳起来,国际上发动机寿命的研究方法、途径大体可分以下阶段:

(1)五十年代以前,采用整机试车和领先使用相结合的方法,根据是材料静强度设计。

(2)六十年代除上述试车使用外,还辅以部件的寿命试验。如英国斯贝发动机寿命就是按EGD-3强度规范要求的。它所根据的是应力疲劳(S-N)曲线。

(3)七十年代普遍采用的是按不同要求,不同部件的设计任务与试验验证(从材料、元件到部件、整机)相结合的新方法,如美军标MIL-E-5007D,就对低循环疲劳寿命( $\Delta\epsilon$ -N)与持久/蠕变性能提出了具体要求。

(4)八十年代开始运用断裂力学与无损检验对“因故退役”部件(如涡轮盘)进行损伤容限寿命设计,以美军标MIL-E-×××××为代表,美国PWA公司正在研究试用。

我国现役发动机的延寿、定寿工作,仍沿用五十年代单纯依靠“整机试车、领先使用”的老方法(只在个别机种上试用斯贝发动机的

定寿方法,并在个别机种上进行了用断裂力学估算剩余寿命的尝试),耗费很大,事故却仍然不断。

## 2. 新方法的特点

以美军标MIL-E-5007D为代表的新方法与我国现行单靠“整机试车、领先使用”的老方法比较,它的主导思想符合当代科学技术革命发展的要求。其主要特点在于:

(1)新方法具有整体性:即从服役前(设计→生产阶段)规定的“结构设计准则”、“试验准则”→服役过程中的“条件与寿命监控”→服役后的“维修与失效分析”,再反馈到设计。

“结构设计准则”规定有明确的设计任务循环数。由于各类飞机任务不同,“规范”中对把发动机设计与实际飞行载荷循环分割开来的老设计方法作了纠正,规定了不同机种,不同部件的初步设计任务:如用于战斗机的冷端部件使用寿命4000小时,热端部件2000小时;用于轰炸机,则冷端部件要求10000小时,热端部件则为5000小时等等。

加速任务试验(AMT)的使用是军用发动机发展中的最重要进展之一。它反映真实外场使用和失效类型。AMT是特别的发动机地面试验,以模拟发动机使用中承受的循环加载和持久加载的地面试验,在AMT试验中删掉了那些对结构加载类型不起作用的飞行时间,这就使必要的试验时间减少50~75%,却达到等效的结构损伤。材料寿命试验可参考AMT的试验条件进行谱载荷下的实际模拟(利用计算机控制与处理),在实验室条件下验证AMT的准确性。

(2)新方法具有综合性:即从材料寿命与寿命预测→部件结构分析开始,直到验证与寿命估算→整机地面试车(包括AMT)和飞行试验,失效分析反馈到改进材料性能、寿命为止,如研制一台具有高度结构完整性的发动机,所需典型试验工作量为材料试验4万小时,部件试验10万小时,整机试验1万小时。

(3)新方法具有最佳化:即对发动机的性能-寿命-成本(包括使用维护等寿命循环费

用)三者兼顾。

## 3. 材料寿命和寿命预测

材料寿命是发动机寿命的基础,按照新方法,材料寿命和寿命预测研究是发动机延寿、定寿研究的一个重要环节。材料(无论是新材料或老材料)寿命与寿命预测是针对具体的发动机型号、具体零部件工况(温度、应力、应变、环境)的应用性研究工作。它包括材料的组织结构及其在寿命期内的稳定性;材料的疲劳、蠕变与持久寿命;材料在环境作用下的行为等。

(1)材料疲劳、蠕变与持久寿命是发动机部件、整机寿命的基础

发动机的寿命系指蠕变变形过大、持久断裂和高、低周循环疲劳裂纹造成损坏之间的时间。在1977年美国PWA公司在“涡轮发动机结构设计准则的发展”报告中提到:“系统地使发展中的涡轮发动机结构减少危险并降低成本的方法,就是正确地将先进结构与先进材料的观点结合制成先进的涡轮发动机设计准则”,这个准则主要用于发动机六大部件(盘件、叶片、机匣、静子、燃烧室及加力燃烧室和转子系统)。在提到要对盘件进行可靠性试验以验证设计时,可行性试验规定:“除进行部件试验如非力轮试验与超转试验外,也包括从所选择的涡轮部位(通常从失效的盘件或从同一炉批的热处理新盘件)上取样的实验室试验,其中包括单向加载的光滑与缺口低周疲劳、持久、蠕变等试验”。也就是说,准则规定:盘件取样的实验室寿命试验同样列入部件寿命分析的验证试验。

发动机工作时拉杆调节保持会严重影响涡轮盘寿命,最大功率后慢车保持所产生的热应力与转子产生的应力组合可增加部件应变范围,拉杆保持调节期间,会与机械载荷组合,这样将更加降低寿命。因此,在设计阶段就应考虑拉杆保持的影响,即蠕变/疲劳交互作用的影响,这一准则主要指的是盘件,特别是涡轮盘这类一级部件。盘的不同临界部位的局部应力-应变-时间响应均不相同。如盘体螺孔由于

其周围弹性的约束, 载荷时间会导致缺口根部循环平均应力的显著下降, 所受的低周疲劳-蠕变可近似地用应力松弛(或应变循环)寿命表征; 但在轮缘、叶片榫头部位平均应力会引起循环蠕变应变, 成为循环塑性与蠕变的结合, 可以较好地用材料蠕变保持寿命或恒应力保持寿命表示。为配合发动机寿命研究, 国外一些常用涡轮盘材料(如INCO718), 已在略高于使用温度(即650℃)的应力或应变保持下进行了6000个保持时间循环, 即近1000小时的长寿蠕变/疲劳试验, 以此来验证涡轮盘寿命。虽然由于材料的疲劳、蠕变、持久寿命试验是采用光滑试样取得的, 这种试验结果不可能模拟部件的应力梯度与温度梯度, 也不能模拟环境条件。但在国外涡轮盘的六大设计准则中规定“因低周疲劳(LCF)而产生的裂纹不得超过1/32in”和“控制蠕变变形最小的尺寸变化”。这两条规定实际上考虑了蠕变/疲劳交互作用的影响。

(2) 材料寿命预测是部件寿命估算的根据

部件寿命预测不仅取决于能否表征任务和计算应力-温度历程, 而且决定于能否说明这些参量与为实现任务条件而设计的试件试验的关系。低周疲劳寿命预测一般是基于等温条件下的试件和部件试验, 而发动机是在各种各样恶劣的飞行环境下工作, 因此, 可靠地估算涡轮发动机部件寿命是很困难的。特别是怎样算出几何形状复杂的部件与材料的相互影响, 并将该计算解析成寿命估算的问题是目下科研人员要解决的重要课题之一。

一般发动机部件寿命估算程序分三个阶段:

1) 结构分析 包括部件在合理选择的边界条件下的平均应力、应变范围、挠度等。分析计算应用有限元计算机程序, 分析精度取决于边界条件, 即全部压力、温度、旋转和直接加于部件的应力。分析最困难的是从飞行任务中确定设计工作循环。典型的发动机活动包括起飞, 着陆, 接地-滑行, 空中机动或阵风等。

2) 关键材料性能的测定 强度、温度响应和寿命曲线, 这些除数据分散度应注意外, 环境、工艺与试件形状三者对性能的影响应特别注意。

3) 寿命预测阶段 即比较前两个阶段结果, 大多数发动机寿命均集中于计算疲劳与蠕变的累积损伤。较老的线性蠕变/疲劳损伤法则即时间-循环分数相加法的预测精度在5~10倍, 不适于预测涡轮转子这类精密部件。较新的方法如NASA提出的应变范围区分法(SRP)和GE公司提出的频率修正法(FM), 1980年经美国科学咨询委员会审定, 认为以上两种方法可扩大用于预测涡轮盘寿命。我所于1980年初提出了预测蠕变疲劳交互作用的“应变能区分法(SEP)”, 经对国产的GH33A、GH36(涡轮盘材料)与1Cr18Ni9Ti(机匣材料)与国外多种高温合金验证, 其预测准确度均较SRP法和FS法有所提高。现正准备在老机涡轮盘延寿、定寿的研究中使用。

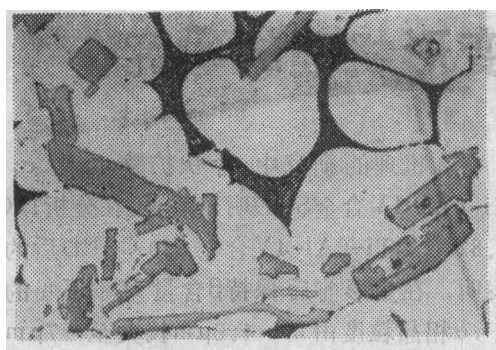
总之, 现在科学工作者一致认为, 如果不先做简单、费用低的试件和元件试验以改进寿命预测方法, 就不应作全尺寸部件试验来预测寿命。这已成为估算部件寿命应遵守的原则。

(3) 断裂设计是新方法的重要发展

新的ENSIP(MIL-E-××××)除保持安全寿命方法的要素外, 已扩展到利用断裂力学原理、无损检测和关于材料中存在缺陷的损伤容限等, 如确定安全裂纹增长检查间隔。疲劳安全寿命在安全寿命满期时对因故退役的部件无能为力, 而断裂设计则可在无损检测基础上提供继续使用的可能, 它对那些成本高, 寿命相对低的部件如盘、轴、机匣等特别明显。

总之, 对发动机延寿、定寿工作的首要问题是逐步采用美国的ENSIP和军标MIL-E-5070D和MIL-E-8593A的新方法。基于目前各种分析与测试技术的发展, 材料与部件的试验已有可能近似于使用条件。这样用不同的分析试验方法所得寿命预测结果, 比之单一试车

(下转第19页)



× 500

图9 Al-5.65Zn-4.26Mg-1.17Cu-0.12Mn-0.57Co-0.49Zr-0.30Ti铸铝合金金相组织 0.5HF



× 6000

图10 铝合金粉末TEM照片

形式偏聚在枝晶间的倾向。

刘年青、张德福、董玉琢、王淑芝、冯立增等同志参加了部分测试工作，在此表示谢意。

### 参考文献

- [1] Hotch, J.E., ASM, (1984), 38~39, 387~395.
- [2] Kler, E., ASM, (1983), 235~246.
- [3] Domalavage, P.K.etal, Metall. Trans., 14A (1983), 8, 1599~1606.
- [4] Millan, P.P., J.of Metal, (1983), 3, 76~83.
- [5] Mondolfo, L. F., Aluminum Alloys Structure and Properties, Butterworth and Co., Ltd., (1976), 247~249, 375~378, 413~415.

### 四、结 语

1. 通过普通气雾法氮气雾化的Al-Zn-Mg-Cu系合金粉末粒度范围为40~154μm的可达70%，所达到的冷却速度为 $10^3 \sim 10^4$ ℃/s。

2. 普通气雾法的Al-Zn-Mg-Cu系合金粉末呈椭圆形、液滴形或其它不规则形状，颗粒内的枝晶网呈胞状和树枝状。

3. 粉末颗粒内的合金元素有以微细质点的

(上接第24页) 集中程度，延长产生脱粘时间。增塑剂用量进一步增加，将降低粘接力，以致增塑的PVB打入楔子时立即脱粘。中间层中加入少量的硅偶联剂能显著提高夹层的耐久性。

### 结 论

不增塑的PVB中间层高的弹性模量，在较低温度下应力松弛能力差，是夹层玻璃边缘脱粘的重要原因。

改性的PVB中间层可改善夹层应力松弛性能，提高夹层边缘抗应力脱粘能力和耐久性。

涂底胶可提高夹层的界面粘接力，改善各种PVB夹层的抗应力脱粘能力。中间层中加入少量硅偶联剂同样可起到提高粘接力的作用。

(上接第47页) 车所得结果可靠性要大得多，并且试验费比一次试车要低得多，尤其对那些寿命长的零部件，经济效果更显著。其次，基于发动机延寿、定寿是一项长期的涉及许多专业领域而且是不断发展的系统工程，必须有一个包括各主要专业在内的强有力的组织，按照系统管理的方法组织实施。

“发动机结构完整性”这一技术思想，是关系到航空工程技术领域的全局性问题，技术发达国家对此十分重视。在“对外开放”的今天，我们不仅应该引进技术，也应引进先进的技术思想。只有这样，才能将我国的航空技术水平提高一步。