

航空发动机 使用寿命 与加速模拟 试车论文集

- 张明恩 主编
- 陈本柱 主审
- 辽宁科学技术出版社

责任编辑：张希茹

封面设计：秀 中

ISBN 7-5381-1194-8/V·2

定价：8.00元

航空发动机使用寿命 与加速模拟试车论文集

张明恩 主编

陈本柱 主审

航空科学基金资助项目

辽宁科学技术出版社

航空发动机使用寿命与加速模拟试车论文集

Hangkong Fudongji Shiyongshougming yu
Jiasu Meni Shiche lunwenji

张明恩 主编

陈本柱 主审

辽宁科学技术出版社出版发行(沈阳市和平区北一马路108号)

沈阳市第六印刷厂印刷

开本: 787×1092 1/16 印张: 12¹/₄ 字数: 270,000

1991年12月第1版 1991年12月第1次印刷

责任编辑: 张希茹 插图: 钱淑兰

封面设计: 李秀中 责任校对: 张笑 版式设计: 李夏

印数: 1—1,000

ISBN7—5381—1194—8/V,2

定价: 8.00元

目 录

前言	(1)
航空发动机寿命预测原理、方法和程序	张明恩 钱淑兰 (3)
航空发动机加速模拟试车及其理论根据	张明恩 (15)
航空发动机载荷谱的研究与进展——军民用航空发动机载荷谱分析	张明恩 (32)
航空发动机新机研制试验项目综述	张明恩 (50)
航空涡轴六 (WZ—6) 发动机使用性能和设计特点评述	张明恩 杨荣华 (59)
航空燃气涡轮轴发动机安装性能分析、调整及其程序	张明恩 (70)
航空燃气涡轮轴发动机变比热性能计算方法及程序	张明恩 (85)
作战的发动机使用和任务分析	M. J. 尼恩 豪斯 (98)
按寿命与使用条件选择飞机发动机的方法	J. E. 赫尔姆斯 M. D. 李特兹 (114)
使用监测——寿命管理过程中的里程碑	M. D. 帕奎特等 (123)
寿命预测方法对部件设计的适用性	W. 侯费澳尔 (133)
部件寿命预测	A. C. 彼查德 (146)
发动机热端材料蠕变疲劳寿命估算——三年进展的回顾	A. C. 彼查德 J. F. 斯欧恩得夫 (159)
航空发动机叶片与涡轮盘榫尾接合部寿命估算	C. 卢依兹 (165)
轴承的疲劳与破坏机理	H. 斯尔查得等 (175)
在确定发动机部件适用性和故障模式准则时, 模拟任务耐久性 试车加速系数的研究	T. R. 米特兹、P. 兹莫尔漫 (183)

前 言

近代航空发动机的发展，总结已往的使用经验，由极力追求高性能，强调高推重比的动力性能和低耗油率的经济性能，转向综合权衡发动机性能、寿命、可靠性、耐久性、结构完整性、使用性、维修性和寿命期总费用。寿命成为航空发动机重要技术指标之一。为适应这一发展趋势，我国航空发动机学术界很重视航空发动机寿命及航空发动机加速模拟试车的研究。

回顾航空燃气涡轮发动机性能飞速提高的历程，一方面靠提高整机和部件的热力循环性能，借助耐高温航空金属材料 and 叶片冷却技术研究取得的进展，不断地提高涡轮前温度 T_3^* ，并不断地提高压气机增压比 π_K^* ，合理的选取气流通道的结构形式，精确的气动力设计，减小流路气动损失，提高效率，取得惊人成就；另一方面，结构强度设计上，尽量选择高性能材料，用提高构件的许用应力极限，降低发动机重量。在某种程度上，以缩短使用寿命来补偿性能。70年代以前设计的航空发动机，在训练和任务使用中，暴露出各种故障和损伤事故，不具备满意的寿命。航空发动机使用寿命，主要是采用全寿命台架长期试车来确定，规定严格地寿命翻修期，中间不得检修，试车大纲没有充分考虑使用任务、载荷谱和材料性能变化对寿命的影响。这种确定翻修寿命的方法，使得不少发动机，在较苛刻的使用条件下，不到使用寿命期，就出现故障和损坏，造成“冒险性”的使用；又使得大量发动机，在一般条件下使用时，虽然到规定的翻修寿命期，仍能继续正常工作，而按规定必须翻修，造成经济上的浪费。随着使用状态范围的扩大，飞行载荷谱变化复杂性的增加，对现代长寿命航空发动机来说，以往的全寿命试车方法，显然已经不适用了。目前，各国普遍使用的150小时可靠性、适航性、耐久性鉴定试车大纲，由于不模拟实际使用任务，所以不能严格地确定发动机使用寿命。

寿命研究是航空发动机研制的关键问题之一。造成航空发动机机件损伤，影响发动机使用寿命因素很多，如承受超过许用的持久应力引起断裂、磨损造成破裂、高周疲劳、低周疲劳、热疲劳、蠕变和腐蚀交互影响……等，这些因素与飞机发动机使用任务、载荷谱和材料性能密切相关。现代航空发动机使用寿命，是借助各种寿命设计理论估算，台架加速模拟试验，领先飞行使用和任务使用监测等办法，综合分析评定的。单纯认为航空发动机寿命，只有按寿命设计准则理论计算，所谓“寿命是算出来的才是科学的”说法，或者认为航空发动机寿命，实际上是靠整机台架试验和飞行使用运转，所谓“寿命是转出来的才是可信的”说法，两者都有片面性。

70年代以来，在疲劳损伤理论与疲劳试验的基础上，借用S—N曲线，估算主要零件的安全寿命，发展了称之为“无限寿命的设计”准则。这种方法，在英国R·R公司SPEY发动机设计采用的EGD—3应力分析准则中，得到较成功的应用；但是这种方法对高负荷、高温和大应变条件下的零件，其估算往往不准。进而发展了应变疲劳寿命理

论, 利用 $\epsilon-N$ 曲线, 估算超屈服限的低周疲劳和疲劳与蠕变交互作用寿命问题。这种方法规定, 允许零件出现微裂纹, 例如允许轮盘有长度 $a \leq 0.79$ 毫米的微裂纹, 它的剩余寿命能确保发动机用到一个寿命翻修期, 称为“有限寿命准则。”在美国的 MIL—E—5007D 标准, 体现了这种方法, 对发动机各冷、热端部件, 除规定飞行小时数外, 还规定了低循环疲劳寿命数。零部件寿命估算的各种方法, 目前在应用上存在着材料性能数据分散度相当大的困难。依靠数理统计方法处理, 仍然必需对材料、零部件高周疲劳和低周疲劳进行大量的试验, 及整机台架和飞行试验。

80年代, 断裂力学的发展, 用损伤容限设计方法, 处理寿命问题。它涉及更广泛的科学领域, 应用上需要有一套适用于断裂力学要求的材料性能数据。要广泛研究零件耗损寿命的因素, 重新制定寿命规范等, 就避免不了大量的材料、零部件和整机验证试验。这些条件尚不成熟, 普遍存在寿命预估计算方法在应用上的适用性问题。

在上述背景下, 世界上研制航空发动机的国家, 近代发展了各种加速模拟任务试车技术, 如美国各公司采用的加速低循环疲劳试验 (ALCFT), 加速任务试验 (AMT), 加速使用试验 (AST), 加速模拟任务耐久性试验 (ASMET); 苏联采用的所谓加速等效试车 (Ускорительное Эквивалентное Испытание)。加速模拟试车是确定现代长寿命航空发动机寿命的有效方法, 是一种先进的科学试验技术, 又是检验各种航空发动机寿命预估理论正确性的实践标准。

80年代以来, 随着电子测、控和数据处理技术的高速发展, 在航空发动机上日趋广泛地应用寿命监控和故障诊断技术。一方面能实时监控发动机状态, 诊断故障, 视情维修, 提高可靠性, 延长航空发动机使用寿命; 另一方面, 通过飞行载荷记录器 (FLR)、事故历程记录器 (EHR) 和数据处理计算机程序, 进行使用任务分析, 为航空发动机设计、加速模拟试验和寿命管理提供使用任务数据和载荷谱数据。

本专题文集, 内容涉及寿命预测, 加速模拟试车理论与应用、发动机的使用任务分析, 载荷谱分析、变比热性能计算, 小偏差法安装性能调整, 状态监控和寿命管理等, 是编著者多年从事航空发动机的研制和科研工作发表的论文, 部分是从外文文献搜集到的重要论文的译文。可供从事航空发动机科研、试验和使用的科技工作者、高等院校相关专业的师生参考。限于水平, 编写仓促, 不当和错误在所难免, 请读者不吝指正。

编者

航空发动机寿命预测原理、方法和程序

摘要: 本文综述了航空发动机寿命研究的进展, 简要地阐明了航空发动机寿命概念、影响寿命的要素和预测原理。重点介绍了零部件寿命估算和用整机加速模拟任务试车确定寿命的方法和程序。最后, 对国内航空发动机寿命预测研究的方向和途径提出了一些见解。

1. 引言

现代航空的发展主要依赖动力推进系统的发展, 而飞机的实际使用又促使航空发动机的性能、结构、维修和使用寿命不断地演变。

六十年代以前, 飞机的速度, 加速性和机动性意味着作战能力和战斗生存力。世界航空发动机的发展, 着眼于军用飞机的需要, 追求最大限度地提高动力性能, 航空动力装置的推重比成了衡量发动机先进性的总的重要技术指标。多年来, 极力提高压气机增压比、涡轮前温度, 应用各种冷却技术, 大量地采用新材料, 新工艺等一系列先进技术, 使发动机推重比从初期的 2 增加到目前的 8~20。图 1 绘出了典型战斗机用的发动机推重比演变趋势。这使得航空发动机大多数重要零部件的结构设计应力高于材料的疲劳持久应力极限, 零部件固有寿命是有限的。六十年代战斗机维修寿命(翻修时限)只有 100~200 小时。

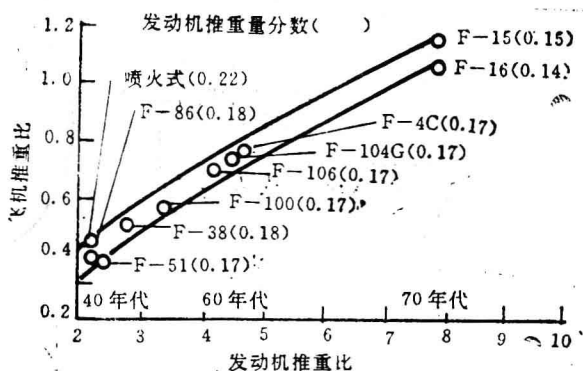


图1 战斗机发动机推重比趋势

和平时期的训练和任务使用中, 航空发动机暴露出各种故障。美国空军材料试验室(AFML)统计的1963年至1978年间发生的3824起飞行事故中, 发动机的事 故为 166⁴起, 占43.5%, 而发动机的疲劳损伤(主要是低循环疲劳)占28%。如图 2 所示。这表明七十年代以前设计的航空发动机不具有必要的寿命耐久性。

发动机使用的耐久性直接影响维修时限和寿命期总费用。1977年美国兰德公司的研究表明, 一台发动机15年寿命期总费用的三分之二是“使用和维修”费。图 3 表明了 1980年统计的飞机, 发动机寿命期费用比例。

用于长航线的民用发动机，燃料费很可观，占直接使用维修费的50%。典型洲际航线发动机燃料重量占最大起飞重量的25%到30%，为了高效率利用能源，有效地降低发动机耗油率，使得民航机采用结构复杂的涵道风扇和桨扇技术，在M数0.7到0.85亚音速飞行。图4绘出了典型民航机发动机耗油率变化及结构发展趋势。这也使航空发动机故障增加。

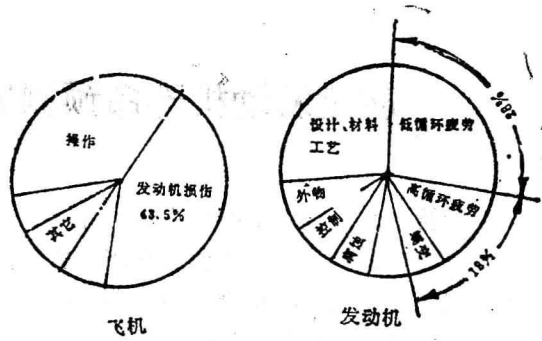


图2 飞机发动机损伤比例

先进发动机的使用经验和教训，使人们认识到发动机寿命已成为发展中一个日益增长的重要指标和研究课题。从1969年起美国发展了发动机动结构完整性研究计划，到1978年根据AIAA科学咨询委员

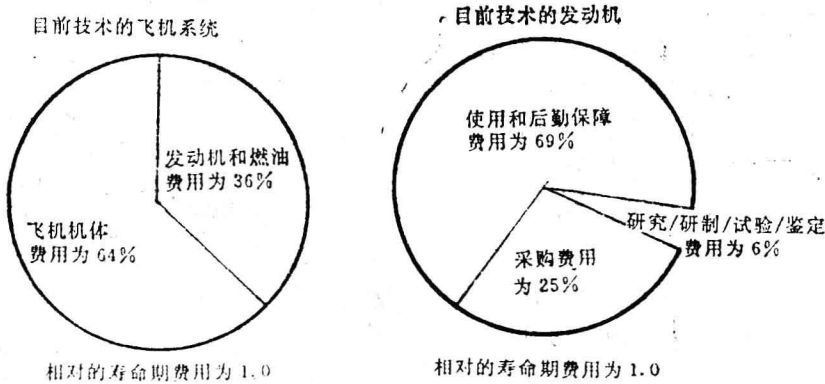


图3 飞机、发动机寿命期费用 (1980年)

会的审查意见，编写成发动机结构完整性大纲 (Engine Structural Integrity Program) 简称ENSIP。它是燃气涡轮发动机结构设计、分析发展、生产和寿命管理的一项有组织的严格的系统工程程序。其目的在于显著地减少发动机使用期的结构耐久性问题，确保发动机结构安全，延长使用寿命，减少寿命期总费用。

1978年以后，由美国空军 (USAF) 资助发展了“设计中寿命和使用条件鉴定” (Life and Utilization Criteria Identification in Design) 程序，简称LUCID程序，它是一种利用计算机有效地定量确定寿命和性能协调关系的有价值的程序，旨在使发动机结构设计与性能有公认的协调参数。美国P·W公司利用计算辅助设计系统 (CADS)，为航空发动机的方案设计拟定了一整套“寿命—性能—重量—技术” (Life—Performance—Weight—Technique) 程序，简称LPWT程序。这套程序计算

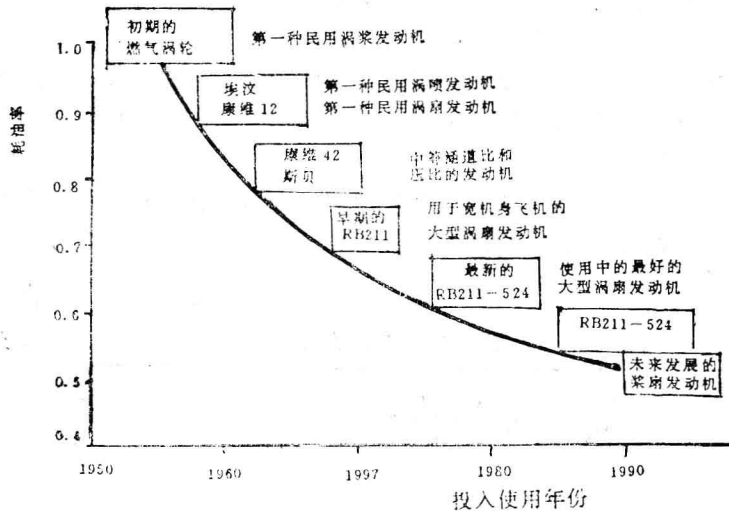


图4 典型民航发动机耗油率及结构发展趋势

的目的是为先进的发动机方案设计提供兼顾寿命、性能、重量和技术的最佳方案。

发展到目前，航空发动机性能，使用维修寿命和寿命期总费用已成为权衡现代航空动力装置先进性的相互制约的基本指标。

2. 航空发动机寿命概念和预测原理

2.1 航空发动机寿命的概念

航空发动机寿命是个含义广泛的习惯用语，随着技术的发展，概念的内涵和外延有着不同的解释。从不同的角度可以给出不同的定义，诸如：可从使用故障、维修时限，损伤机理，有效费用期等角度定义寿命。六十年代前，航空发动机寿命的含义是无故障工作时限，根据台架长期试车预测或预先使用的经验，规定“翻修寿命”和“翻修次数”。多沿用早期活塞或航空发动机习惯，从机件磨损而引起的故障来解释寿命概念。

“发动机寿命”被定义为：在外场使用条件下，发动机装在飞机上，无故障使用的总时间间隔。到七十年代，随着发动机使用期的增加，大量故障零件分析表明，损坏的形式和原因，虽然是多种多样的，但零部件损坏主要是由低循环疲劳引起的。而低循环疲劳与发动机使用条件和任务载荷谱有关。美国在军标 MIL-F-5007, MIL-STD-721B 中，定义“使用寿命”为：在规定的使用条件下，发动机可接受失效率的时间。定义“工作寿命”为：发动机在规定的维护条件和使用环境下，能够满意工作的小时数。

发动机使用任务不同，功率谱苛刻度不同，零部件部位和工作条件不同，使损伤的形态各异，寿命不同。同一种发动机上，热端部件与冷端部门寿命相差很大。对先进的战术攻击机和轰炸机来说，热端部件设计寿命取飞机寿命（冷端部件寿命）的一半。垂直

短距起落飞机，发动机热端部件取四分之一飞机寿命，运输机取全飞机寿命。

目前，国外先进发动机趋于不给总使用寿命和翻修寿命，只规定其重要零件的循环寿命和热工作时间。但这是有条件的，在设计、制造和实验鉴定中，要明确地保证可靠性、耐久性和维护性的要求，满足状态监控和视情维修方式的要求。权衡发动机的性能、结构耐久性和维修使用费用，对未来先进发动机总工作时间和典型循环的要求摘要如表 1。

材料断裂力学，从微观角度研究损伤机理，把寿命定义为正常使用条件下裂纹生成和扩展积累过程容许的时限。损伤容限理论认为零部件总寿命等于裂纹初始寿命与裂纹扩展剩余寿命的总和。

先进发动机寿命摘要 **表1**

应 用	(1) 发动机飞行时间 (小时)	(1, 2) 发动机总工作时间 (小时)	(1, 3) 高温工作时间 (小时)	(1, 4) 典型循环 I	(1, 5) 典型循环 II
战斗机攻击机应用					
战斗机/攻击机	4,500	7,200	495	3,750	34,150
垂直/短距起落 -B	4,500	6,300	600	4,000	32,100
亚音速应用					
轰炸机	8,000	8,730	1,125	1,650	10,200
运输机	20,000	22,200	2,975	4,500	7,650
垂直/短距起落 -A	4,500	5,500	450	2,900	18,100

注：

- (1) 所给数值是对飞机全寿命而言。
- (2) 包括飞行前和飞行后、工厂和维护（假设无配平操纵）时间。
- (3) 在中等功率或中等功率以上的时间。
- (4) 从发动机停车到中等功率或中等功率以上，然后再回到停车的瞬态值。
- (5) 从发动机慢车到中等功率或中等功率以上，然后再回到停车的瞬态值。

2.2 寿命预测原理和程序

使用寿命解释为由损伤积累过程引起失效的时限。低循环疲劳、热疲劳、蠕变应力断裂、磨损和腐蚀都具有明显的损伤时间积累特性。寿命预测的基本原理就是根据零部件的设计、材料、制造工艺等固有特性参量，实际使用任务的载荷谱要素，建立确定零部件和整机损伤失效的时限或循环数极限的基本理论和计算或模拟试验验证程序。80年代以来，发展了飞行载荷谱→设计任务循环分析→发动机热力性能数据→材料应力分析→预测发动机零部件寿命程序。文献〔6〕给出了一个名为“LIFER”的发动机寿命估算计算机模块程序。其目的主要是对燃气涡轮发动机部件寿命进行初步估算。

值得指出的是近些年来发展了蠕变疲劳复合载荷下裂纹扩展的理论。最流行的是

“应变范围划分法 (SRP)”，已初步应用在民用机械寿命预测中。航空发动机损伤容限分析和验证，从失效后果把零部件分为耐久性部件或断裂危险性部件，耐久性部件失效损害飞行性能，而断裂危险性部件会损害飞机安全。一般把所有转子部件以及高压静力结构作为断裂危险部件来预测，图 5 表示损伤容限计算原理。一般把达到裂纹扩展寿命的一半作为分析的检验时间间隔。

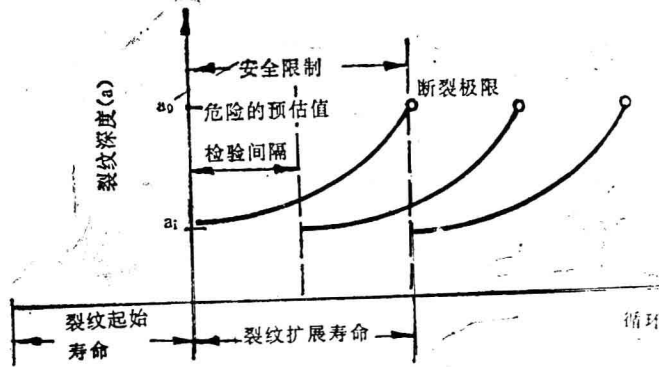


图5 裂纹扩展关系

3. 发动机寿命估算方法

按各种主要损伤因素估算部件寿命的方法如下：

3.1 低循环疲劳

零部件低循环疲劳寿命一般可根据总循环应变，利用曼森 (Manson) 通用斜率方程计算：

$$\Delta \varepsilon = \left(-\frac{3.5\sigma_b}{E} \right) N_f^{-0.12} + D^{0.6} N_f^{-0.6} \quad (1)$$

式中： $\Delta \varepsilon$ 表示应变变量， σ_b 表示极限抗拉强度， E 表示杨氏模量， N_f 表示到达破坏的循环数， D 表示延伸系数， $D = \ln(100 / (100 - RA))$ ， RA 表示断面收缩率。右式第一项表示弹性应变变量，第二项相当于塑性应变变量。

在各种应变幅值下循环所引起的疲劳损伤，按照迈纳尔 (Miner) 准则累积，如果把发动机循环载荷谱简化为低循环疲劳 (LCF) (I型全循环，0—最大—0) 和两种次循环 (III型全热循环，慢车—最大—慢车和IV型循环，巡航—最大—巡航)，在L时间里有 N_1 个I型循环， N_3 个III型循环， N_4 个IV型循环。由疲劳损伤Miner准则，有下列关系式：

$$\frac{L}{L_f} = \frac{N_1}{N_{f1}} + \frac{N_3}{N_{f3}} + \frac{N_4}{N_{f4}} \quad (2)$$

式中 L_f 表示总疲劳寿命时间， N_{f1} 、 N_{f3} 、 N_{f4} 分别表示在单一I型或III型或IV型循环作用下达到破坏的循环数。

$$\text{设: } K_3 = \frac{N_{f3}}{N_{f1}}, K_4 = \frac{N_{f4}}{N_{f1}}$$

分别表示Ⅲ型或Ⅳ型循环相对刻苛性系数, 则循环载荷谱作用下, 总疲劳寿命为

$$L_f = (L \cdot N_{f1}) / (N_1 + N_3/K_3 + N_4/K_4) \quad (3)$$

3.2 蠕变持久应力断裂

由拉森—米勒 (Larson—Miller) 拟合曲线, 可推导应力断裂寿命关系式:

$$\lg t_r = \frac{A - m \lg \sigma^T t_r}{T} - C \quad (4)$$

式中: t_r 表示持续到断裂的时间, $\sigma^T t_r$ 表示在温度 $T^\circ\text{K}$ 下, 持续 t_r 小时断裂相应的作用应力。C、A、m 表示与材料有关的系数。

在不同的应力作用下, 到达断裂的总时间为 L_r , 通过在 L 时间内承受的蠕变损伤分量叠加有:

$$\frac{L}{L_r} = \frac{t_1}{t_{r1}} + \frac{t_2}{t_{r2}} + \dots = \sum_{i=1}^n \frac{t_i}{t_{ri}} \quad (5)$$

式中: t_i 为在应力 $\sigma_{t_{ri}}^{T_i}$ 作用下的工作时间 t_{ri} 为断裂时间。

3.3 疲劳和蠕变的复合作用

关于低循环疲劳和蠕变复合作用的寿命, 近年来发表了不少研究论文。用于估算的方法, 诸如: “应变范围划分法” (SRP)、“频率修正法 (FM)”、“损伤函数法”和“J积分法”等, 然而它们的简便性和准确性都不够满意。目前实用的最简单的复合作用寿命估算公式为:

$$L = \frac{L_f \cdot L_r}{L_f + L_r} \quad (6)$$

3.4 高周振动疲劳

受高周振动疲劳的零件寿命, 也可根据疲劳线性叠加原理, 但由于高周疲劳极限循环数随振动应力增加而迅速下降。高周疲劳极限循环数与应力之间有关系式:

$$N = B/\sigma^\alpha \quad (7)$$

式中: B、 α 为材料系数。例如, 苏联发动机压气机叶片材料 BT 3—1, $B = 4 \times 10^3$, $\alpha = 16$ 。因此, “消耗”高周疲劳寿命最大的是应力最大的共振状态。一般认为, 只要保证在共振状态下工作超过 2×10^7 循环数, 就可以认为有满意的高周疲劳寿命。

3.5 磨损或接触应力损伤

轴承、齿轮等转动部件的磨损和接触应力损伤寿命, 用下列公式估算:

$$L = K/nP^s \quad (8)$$

式中: n 是转速, P 是载荷, K、S 是接触形式和材料的系数。

3.6 氧化和腐蚀

叶片、燃烧室等构件的氧化和腐蚀损伤计算相互类似, 损伤速率取决于材料成分温度以及表面涂层。寿命极限取材料厚度损耗 0.254mm 的时间。若知材料的重量损失可以换算成等效厚度损伤。使用极限寿命准则, 采用简单的损伤 (材料损伤) 累积, 把每个

温度——时间区域使用的寿命分量进行叠加，当分量累计为1的总时间，即为寿命。

4. 用加速模拟等效试车确定寿命

4.1 加速模拟等效试车发展简述

实践证明，航空发动机试验是发展先进技术，预测可靠性、耐久性和寿命的不同缺少的有效途径和方法。60年代前，航空发动机用整机台架试验，按外场典型使用的功率谱进行苛刻度1:1的全寿命试车，为保证安全，取1.5倍无故障试车时间为发动机的初始寿命（第一次翻修时限）。随着寿命的增长，目前，长寿命航空发动机寿命已达到几千至上万小时，无故障全寿命1:1试车的概念和方法明显不适用了。70年代以后，美国军用规范MIL—E—5007D规定用150小时定型鉴定试车，做为可靠性和适航性鉴定标准。分析150小时大纲载荷谱，几乎50%试车时间为起飞和最大连续状态，有较高的苛刻性。但它不反映外场的实际使用。严格地说，它不能确定发动机寿命。为预测发动机寿命，美国各发动机公司创先采用了各种加速模拟试车的方法，确定使用寿命和使用循环数。使用的试车大纲和程序很不一致，用语也不统一。诸如，“加速低循环疲劳试验（ALCFA）、加速任务试车（AMT）、模拟使用试车（SST），加速使用试车（AST）和模拟任务耐久试车（SMET）等。美国空军对加速任务试车（AMT）的定义是发动机在地面台架上进行的一种模拟外场使用任务，缩短时间的试车。其试车大纲能直接反映使用任务中全部功率状态的变换及相应的时间。例如，军用TF—39发动机，用19分钟加速模拟C—5A军用运输机4.5小时飞行使用循环，加速系数为14.2。

70年代后，苏联确定发动机寿命，采用加速等效试验（Ускорительное Эквивалентное Испытание）概念。进行加速模拟等效试车，其方法是用加大载荷、热冲击、大功率状态、共振状态以及增加疲劳循环次数等各种办法，来进行台架加速模拟试车。使发动机零部件和整机，在相当短的试车时间内，发生的故障、累积磨损程度和疲劳损伤情况与全寿命试车有相等的效果。例如某民航机采用474小时加速模拟试车，代替3000小时全寿命长期试车。加速系数为6.3。

国内对“涡桨五”、“涡桨六”与“涡喷八”等机种作了加速模拟试车初步尝试。所采用的加速等效系数还不够高，加速系数为2—3。

4.2 加速模拟试车大纲制定的步骤和原则

根据使用任务载荷谱分析、综合，制定出模拟任务循环程序，或者根据发动机设计任务类型制定出设计工作循环程序。分析发动机重要零部件工作条件和限制寿命的故障要素，求出影响寿命的工作循环主要状态和循环类型，删去对寿命影响小的状态显著缩短的试车时间，按损伤等效原则，模拟寿命的各种主要因素，确定加速试车的循环程序和大纲。步骤如图7所示。

具体应考虑如下原则：

（1）复现影响寿命的主要因素

在航空发动机工作中，许多重要部件受多种因素作用，但经验表明，大多数情况下，零部件的损失取决于某一主要作用因素。为缩短时间，又使损伤程度跟全寿命使用等效，加速模拟试车循环应复现主要作用因素。通过试车状态和循环变换，复现低循环

疲劳、热疲劳、蠕变和持久应力、高周疲劳、接触剥落应力和磨损应力等等。

(2) 在发动机所有状态都出现的影响寿命的因素

蠕变持久应力断裂、磨损、接触剥落通常在大功率状态下比另外一些小功率状态下影响大。零件受这类因素作用损伤取决于载荷值和时间，可用大功率状态工作，模拟小功率状态，在损伤等效条件下，减少试车时间。

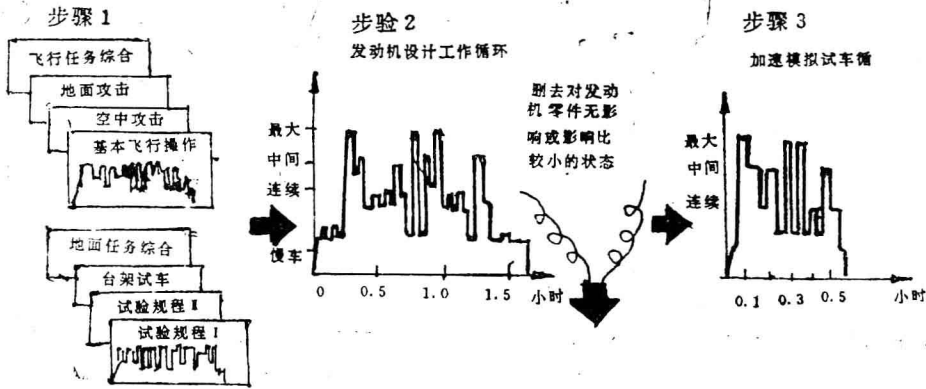


图7 加速模拟试车循环程序制定步骤

(3) 对仅在发动机某些工作状态下出现的影响寿命的因素 (热疲劳、振动疲劳、重复载荷低循环疲劳)

这类损伤取决于结构和使用变换特性。加速模拟这种载荷，应使每种载荷循环折算次数、时间响应特性和全寿命使用损伤等效。

(4) 专门试验

普通试验台架工作条件与飞机上安装使用条件 (如直升飞机振动条件) 有差别。地面普通台架不能模拟的影响寿命的因素 (如海上环境浸蚀、腐蚀、季节性因素，外来物偶然冲击等) 应在特种模拟台架上进行专门加速模拟试车。

4.3 加速系数的估算方法

加速模拟等效试车程序缩短试车时间效果，可用加速系数 K_a 评估。它可表示为：

$$K_a = \frac{\tau}{\tau_a} = \frac{x}{x_a} \cdot \frac{t}{t_a} = K_L \frac{t}{t_a} \quad (9)$$

式中： K_a 称为加速系数； τ 、 τ_a 是实际使用、加速模拟试车小时数； x 、 x_a 为实际使用、加速模拟试车循环数； t 、 t_a 为实际使用与加速模拟试车每次循环的运行时间； K_L 称为循环寿命比系数。

(1) 寿命取决于蠕变持久应力，加速系数估算

寿命由蠕变持久应力决定的零件，在计算加速系数时，常取起飞状态为参考状态，把各种状态下工作时间，根据“寿命消耗”相等原则，换算成起飞状态下等效时间；

$$(\tau_i)_{qf} = \tau_i \frac{L_{qf}}{L_i} \quad (10)$$

式中； τ_i 在某任一状态下工作时间， L_i 为核状态下的断裂寿命， L_{qf} 起飞条件下持久断裂寿命。

由拉逊——米拉 (Larson—Miller) 曲线关系式 (4) 可推出：

$$(\tau_i)_{qf} = 10^{(T_{qf}-1)} \cdot (\sigma_i/\sigma_{qf})^{m/T_{qf}} \cdot \tau_i^{T_i/T_{qf}} \quad (11)$$

利用线性叠加原理，可分别求得实际使用任务循环谱和加速模拟试车循环谱的总等效工作时间。

$$(\tau_{\Sigma})_{qf} = \sum_{i=1}^Z (\tau_i)_{qf} \quad (12)$$

这样，就可求加速模拟循环功率谱和实际使用任务循环功率谱下总等效工作时间的比值，即求出加速系数和循环寿命比。

(2) 寿命由低周疲劳决定，加速系数估算

零部件寿命由低周疲劳损伤确定时，认为不同应力水平引起的部分疲劳损伤为 X_i/N_i ，应用线性叠加原理，当：

$$\sum_{i=1}^Z X_i/N_i = 1 \quad (13)$$

时，寿命耗尽。式中 x_i 是在 i 状态下实际工作循环数， N_i 是在 i 状态下工作疲劳损坏的循环数。在加速模拟试车中，最大状态为起飞状态的I型循环为寿命换算参考循环。根据疲劳损伤等效原则，利用材料的S—N曲线，可把任意状态循环换算成起飞I型等效循环数。

$$(X_i)_{qf} = X_i \cdot \frac{N_{qf}}{N_i} \quad (14)$$

式中： N_i 、 N_{qf} 为任意循环和起飞I型循环疲劳循环数。在没有S—N曲线时，认为低循环损伤取决于材料极限拉伸应力和工作温度，根据某些材料的实验数据拟合曲线，可得到：

$$(X_i)_{qf} = X_i (\sigma_i/\sigma_{qf})^{5.28} \cdot (T_i/T_{qf})^{1.584} \quad (15)$$

利用此式，可计算加速模拟等效循环寿命比和加速系数。

(3) 由磨损决定寿命，加速系数估算

对于磨损决定寿命的转动零件，如齿轮、轴承、封严件等，认为寿命取决于转速和载荷，寿命“消耗”等效起飞状态的时间按下式计算：

$$(\tau_i)_{qr} = \tau_i (n_i/n_{qf})^s (P_i/P_{qf})^s \quad (16)$$

式中： n 是发动机转速， P 是载荷， S 乘方指数，由实验数据拟合求得，对于轴承， $S=3.33$ ，齿轮 $S=3$ 。

(4) 由高周振动疲劳决定寿命，加速系数估算

高周疲劳寿命加速系数估算，原理与低周疲劳一样。只是高周振动疲劳损坏寿命循

环数随振动应力增加迅速下降，只要采用在共振状态或转速递增试车，使在共振点工作 2×10^7 次循环，就可以认为有足够的高周疲劳寿命。容易求出其加速系数。

整机加速模拟试车中，通常是用增加大状态工作时间，状态变换次数，在共振状态下或转速递增工作和加大载荷等方法，实现“加速”模拟。要使发动机各主要零部件加速系数相近，得到均衡的考验，实现整机有很高加速系数的最佳的加速模拟，必须增加加速模拟可调整的控制参数的数目，建立各零件加速系数和控制参量之间的线性方程组，利用试凑法和最小二乘法原理，用计算机程序求得最佳加速系数。

5. 结 论

寿命预测是航空发动机设计、研制、发展、实际使用和维修工程极为关切的重大课题。世界技术先进的国家，对这方面的研究和应用取得了一定进展，国内也有某些研究。

寿命不仅是发动机设计、材料、制造工艺等技术的固有特征，在发动机定型后它是由使用任务和飞行载荷谱的特征所确定的。

发动机寿命概念，影响寿命的要素和预测原理，显然受研制和使用综合技术水平的制约。某些新概念，如用损伤容限理论确定寿命。采用随机“状态监测”，“视情维修”办法而取消发动机总寿命，从发展趋势说是合理的，但这本身要求有先决技术条件和配套管理措施。这与我国目前实际情况，有一定差距。照搬是行不通的。

军事大国，发展先进航空发动机是建立在飞行载荷实测分析，材料疲劳断裂力学性能实验，零部件性能结构完整性试验等庞大的试验与分析研究的基础上。目前发展了性能、结构完整性、寿命和总寿革期费用评估大型计算机程序。强调材料和零部件基础研究，道理是对的，但需有强大的经济、设备和技术实力，是个长期积累发展的过程，对我国实际情况，短时期努力是难以收到实效的。

借鉴国外经验，本文介绍的寿命估算方法和用整机加速模拟任务试车确定寿命的方法和程序是可行的，计算实例表明有一阶准确度。关键是利用飞行实测，随机状态监测和故障统计分析，建立各种发动机设计任务功率谱；结合厂（包括外场）、所、院校研究任务，制定出一套结合我国情况的研制、定型和使用维修加速模拟试车规范，是我国发展航空寿命预测技术可取的有效途径。

（张明思 钱淑兰 著）

参 考 文 献

- 〔1〕 发动机耐久性发展趋势。陈本柱译自《AIAA—83—1247》沈阳航空工业学院译文集 1987
- 〔2〕 按寿命与使用条件选择飞机发动机的方法。张明思译自《AIAA—81—