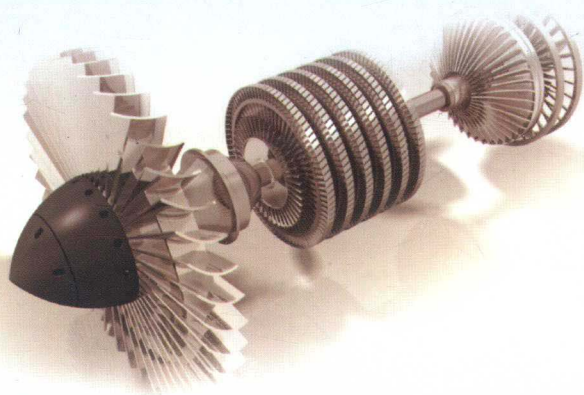


# 航空发动机使用寿命控制技术

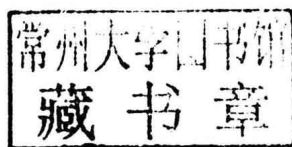
杨兴宇 郑小梅 孙燕涛 著  
朱锐锋 周 敏 赵福星



科学出版社

# 航空发动机使用寿命控制技术

杨兴宇 郑小梅 孙燕涛 著  
朱锐锋 周敏 赵福星



科学出版社

北京

## 内 容 简 介

本书围绕发动机零部件和整机寿命与翻修间隔寿命的确定、监控及管理等问题进行阐述。书中介绍了影响零部件和整机寿命的因素；阐述了作者课题组发展的几种技术和理论方法，即拉伸应变能寿命预测模型、结构件疲劳模拟试验件设计方法、基于残余应力确定最大应变循环、基于残存比率法确定关键件疲劳寿命、使用载荷和载荷谱随机分布特性等；介绍了先进典型航空发动机寿命监控技术，整理出多型寿命监控系统及数学模型；将发动机寿命监测方法和手段划分为人工监测、综合换算率、历程记录仪以及预测与健康管理的四个阶段；同时介绍了12个国家多种型号发动机寿命控制方法。本书内容多为作者课题组开展的研究项目和经验积累，并在工程实践中大量应用，取得了一定的经济效益和军事效益。

本书可作为燃气涡轮发动机相关领域科研人员 and 高校师生的参考书，也可供航空发动机相关单位的决策管理人员、疲劳寿命领域的相关技术人员参考。

---

### 图书在版编目(CIP)数据

航空发动机使用寿命控制技术 / 杨兴宇等著. —北京: 科学出版社, 2018.3

ISBN 978-7-03-056696-6

I. ①航… II. ①杨… III. ①航空发动机-运行寿命 IV. ①V263.6

中国版本图书馆CIP数据核字(2018)第043635号

---

责任编辑: 裴育 陈婕 纪四稳 / 责任校对: 桂伟利

责任印制: 师艳茹 / 封面设计: 蓝正

**科学出版社** 出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码: 100717

<http://www.sciencep.com>

**北京通州皇家印刷厂** 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

\*

2018年3月第 一 版 开本: 720×1000 1/16

2018年3月第一次印刷 印张: 21 3/4 插页: 4

字数: 440 000

定价: 150.00 元

(如有印装质量问题, 我社负责调换)

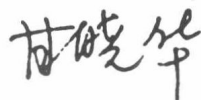
## 序

航空发动机是典型的技术、知识双密集型高科技产品，也是目前世界上最为复杂、技术难度最大的热力旋转机械系统。如果把航空发动机比喻为现代工业“皇冠上的明珠”，那么航空发动机寿命和可靠性是影响其亮度的最关键因素之一。航空发动机技术发达国家高度重视发动机结构完整性计划，其关于结构完整性要求的核心内容是根据使用任务可靠地解决发动机的寿命和耐久性问题。

《航空发动机使用寿命控制技术》是一本非常有特色的发动机寿命控制方面的著作。该书针对航空发动机寿命的高可靠性和安全性要求，结合发动机在高温、高压、高速旋转等非常复杂、多变的严酷工作环境和影响使用寿命的多种因素，深入介绍了航空发动机零部件和整机寿命研究、寿命消耗监控的方法和实施技术。目前，国内关于航空发动机寿命研究的书籍也较为有限。

该书作者长期致力于航空发动机强度、寿命和可靠性的研究与实践，在该领域积累了较为丰富的经验；同时，长期跟踪国外航空发动机寿命和可靠性及维修的学术和技术发展。该书是作者结合多年的科研工作实践撰写而成的。

相信该书的出版一定会为国内航空发动机强度、寿命和可靠性领域更快、更好地发展注入新的活力。



中国工程院院士

2018年2月

# 前 言

为确保航空发动机在整个使用寿命周期内的安全，高的使用可靠性是设计者追求的重要目标。同时，航空发动机研制和制造成本昂贵，要求其具有较高的经济性，即较长的使用寿命。因此，必须实现航空发动机结构完整性要求。结构完整性的实现贯穿于发动机设计、制造和使用的全过程。国外航空发动机大国的经验是，只有全面、认真贯彻结构完整性，才能设计出性能、可靠性、耐久性、使用性、可维护性较高的航空发动机。结构完整性要求的核心内容是根据使用任务可靠地解决发动机的寿命和耐久性问题，既包括具体的技术问题，又包含组织、管理方面的问题。

本书共 9 章，主要介绍航空发动机零部件和整机寿命研究、监控管理方法和实施技术。第 1 章阐述航空发动机寿命可靠性管理思想的发展，以及寿命研究和监控的主要技术途径；第 2 章介绍影响发动机结构件损伤的主要因素和寿命消耗监控技术；第 3 章给出基于可靠性和安全性的零部件分类与划分；第 4 章给出航空发动机使用参数的主要处理方法和模型；第 5 章介绍零部件寿命研究中几种独特的定寿方法和低循环疲劳寿命预测模型，包括拉伸应变能寿命预测模型、发动机结构件疲劳模拟试验件设计方法及寿命考核、基于残余应力确定最大应变循环研究、基于残存比率法确定结构件疲劳寿命等；第 6 章在阐明国外广泛采用历程记录仪和预测与健康管理的单机寿命监控技术的同时，结合作者课题组的工作，介绍基于飞行参数记录系统的综合换算率寿命控制技术，整理出先进航空发动机大国典型的寿命监控系统以及数学模型；第 7 章给出使用载荷和载荷谱随机分布特性；第 8 章介绍 12 个国家多种型号发动机在使用和翻修中采用的寿命控制方法及技术手段；第 9 章阐述影响发动机整机翻修寿命和总寿命的主要因素、整机台架试车的发展过程和分类，并结合实际工作介绍某型涡轮轴发动机任务化持久试车大纲的编制。

本书第 1、2、6、7、9 章由杨兴宇、孙燕涛、李冬炜完成，第 3、4 章由郑小梅、吕玉泽完成，第 5 章由朱锐锋、赵福星完成，第 8 章由周敏、邱炳辉完成，全书由杨兴宇、郑小梅、孙燕涛统稿。

与本书内容相关的研究工作得到了空军装备部原航空技术装备可靠性办公室、飞机处、发动机处，原总参谋部陆航装发办，中国航发集团湖南动力机械研究所、沈阳发动机研究所、贵州航空发动机设计研究所、南方工业有限公司、西安红旗公司、沈阳黎明航空发动机有限责任公司、哈尔滨东安发动机有限公司，

中国人民解放军第 5713 工厂、5719 工厂等单位的资助和支持，在此深表谢意！

我国航空发动机领域知名专家甘晓华院士欣然为本书作序，并向读者推荐本书，在此表示诚挚的感谢！

感谢北京航空工程技术研究中心发动机研究室项目组的同事。感谢王金星研究员、刘本武研究员、王通北研究员、闫晓军教授、李锡平研究员、肖新红研究员、廖学军研究员、蔚夺魁研究员、王相平研究员、高瑾高工、郭晓强高工、董红联高工的帮助和建议。

限于作者水平，书中内容难免存在不妥之处，敬请广大读者批评指正。

作 者

2018 年春

# 目 录

序	
前言	
第 1 章 绪论	1
1.1 发动机寿命监控的意义与技术途径	1
1.1.1 发动机使用寿命	1
1.1.2 发动机寿命可靠性管理	2
1.1.3 实施单机寿命监控的意义	7
1.2 国外航空发动机寿命监控技术发展与管理情况综述	8
1.2.1 寿命监控技术的发展	8
1.2.2 英国皇家空军航空发动机的寿命管理与监控	11
1.2.3 美国军用航空发动机的寿命管理与监控	13
1.2.4 法国航空发动机的寿命管理方法	16
1.2.5 加拿大航空发动机的寿命管理方法	18
1.2.6 德国航空发动机的寿命管理方法	18
1.2.7 其他国家军用航空发动机的寿命管理与监控	19
参考文献	20
第 2 章 航空燃气涡轮发动机寿命消耗监测技术	24
2.1 航空发动机预测与健康管理技术简介	24
2.2 关键件的寿命控制方法	27
2.2.1 安全寿命法	27
2.2.2 因故退役法	27
2.2.3 损伤容限法	29
2.3 影响航空发动机零部件使用寿命的因素	30
2.3.1 疲劳机理	32
2.3.2 低循环疲劳	33
2.3.3 高周疲劳	34
2.3.4 热机械疲劳	37

2.3.5	蠕变	39
2.3.6	腐蚀	40
2.3.7	机械磨蚀	41
2.3.8	微动磨损、磨损和擦伤	42
2.3.9	其他	43
2.4	发动机寿命预测和寿命消耗测量	46
2.4.1	寿命设计	46
2.4.2	使用寿命消耗的确定	48
2.4.3	飞行任务剖面分析	49
2.4.4	最佳使用寿命的确定	49
2.4.5	寿命消耗测量	50
2.4.6	测量参数	54
2.5	涡喷-6 发动机一级涡轮盘损伤容限法确定寿命举例	55
2.5.1	概述	55
2.5.2	槽底裂纹产生的原因和性质分析	61
2.5.3	裂纹尖端参量的计算	63
2.5.4	临界裂纹长度的确定	65
2.5.5	槽底裂纹的扩展和剩余寿命的计算	68
2.5.6	工程允许裂纹长度的确定	71
	参考文献	72
<b>第 3 章</b>	<b>基于可靠性和安全性的零部件分类与划分</b>	<b>74</b>
3.1	航空发动机的可靠性和安全性	74
3.2	航空发动机零部件分类	76
3.2.1	关键部位和关键件	76
3.2.2	英国罗·罗公司对发动机零部件的分类	77
3.2.3	美国对发动机零部件的分类	77
3.2.4	国内对发动机零部件的分类	79
	参考文献	80
<b>第 4 章</b>	<b>航空发动机飞行载荷参数处理模型</b>	<b>81</b>
4.1	伪读数去除	81
4.2	发动机热端系数模型	83
4.2.1	用发动机参数表示的热端系数	83
4.2.2	某型发动机热端系数模型	84
4.3	航空发动机飞行载荷实时压缩处理模型	85



4.3.1 峰值检测	85
4.3.2 无效幅值去除	85
4.3.3 程序框图	88
4.4 航空发动机飞行载荷实时雨流计数模型	89
4.4.1 雨流计数法简介	89
4.4.2 实时雨流计数循环判读规则	91
4.4.3 封闭波形处理	92
4.4.4 程序框图	94
参考文献	96
<b>第5章 结构件寿命研究关键技术</b>	<b>97</b>
5.1 常用的关键件定寿方法和关键技术简介	97
5.2 拉伸应变能寿命预测模型	100
5.2.1 常用的疲劳寿命分析方法	100
5.2.2 单轴应力循环拉伸变形功	104
5.2.3 拉伸应变能低循环疲劳寿命预测模型	106
5.2.4 拉伸应变能低循环疲劳寿命预测举例	108
5.3 发动机结构件疲劳模拟试验件设计方法及寿命考核	113
5.3.1 模拟件的意义	113
5.3.2 模拟件设计基本准则	113
5.3.3 模拟件典型样式及遵循的准则	114
5.3.4 典型工程实例	116
5.4 基于残余应力确定最大应变循环研究	142
5.4.1 国内外常用的残余应力测试方法	142
5.4.2 轮盘最大应力-应变循环	146
5.4.3 以应力释放位移为边界条件的有限元法及密栅云纹法确定残余应力	149
5.4.4 基于残余应力推导最大工作循环	151
5.4.5 具体工程实例	156
5.5 基于残存比率法确定活塞六甲发动机主连杆疲劳寿命	164
5.5.1 活塞六甲发动机主连杆断裂故障	164
5.5.2 活塞六甲发动机主连杆断裂机理分析	166
5.5.3 活塞六甲发动机主连杆疲劳寿命评估	174
参考文献	179
<b>第6章 基于低循环疲劳的使用寿命监控技术</b>	<b>181</b>
6.1 寿命监控的意义	181

6.2	监控的寿命参数	181
6.3	寿命消耗监控的技术手段和方法	182
6.3.1	寿命消耗监控技术阶段划分	182
6.3.2	发动机综合换算率	185
6.3.3	基于飞行参数记录系统数据处理技术	198
6.3.4	发动机历程记录仪	204
6.4	典型的基于低循环疲劳的使用寿命监控模型及系统	208
6.4.1	美国、英国、法国等国家部分发动机的寿命监控模型及系统	208
6.4.2	俄罗斯、乌克兰等国家发动机的寿命监控模型	217
6.4.3	带反推力的民用航空发动机	220
6.4.4	对比分析	222
6.5	航空发动机寿命监控技术与控制技术发展的关系	226
6.5.1	基于控制和维修技术的航空发动机五个时代的划分	226
6.5.2	航空发动机控制系统发展史的阶段划分	226
6.5.3	航空发动机寿命监控技术与控制系统的发展协调关系	229
	参考文献	232
<b>第7章</b>	<b>使用载荷及载荷谱随机分布特性</b>	<b>233</b>
7.1	载荷的随机化影响结构疲劳可靠性	233
7.2	载荷分类	234
7.2.1	强度相关载荷和寿命相关载荷	234
7.2.2	实际飞行谱中的低循环疲劳相关载荷的作用分析	235
7.3	发动机载荷谱	238
7.3.1	发动机载荷谱基本知识	238
7.3.2	监控参数采样频率对损伤计算的影响	243
7.3.3	载荷谱和应力谱的转换处理	245
7.3.4	载荷谱转换应力谱举例	248
7.4	使用载荷及载荷谱随机性	251
7.4.1	影响结构件可靠性的内因和外因	251
7.4.2	某涡轮风扇发动机起动次数固定服役期的随机性研究	252
7.4.3	某型发动机大状态工作时间固定服役期的随机性研究	257
7.4.4	某涡轮风扇发动机起动次数随工作时间的累积值随机性研究	259
7.4.5	某涡轮风扇发动机大状态工作时间随工作时间的累积值随机性研究	260
7.5	基于固定任务混频的寿命相关载荷分布特性研究	262
7.5.1	基于固定任务混频的飞行载荷累积过程	262

7.5.2 基于固定任务混频的飞行模拟	264
7.5.3 基于固定任务混频的寿命相关载荷基本分布特性	267
7.6 变任务混频寿命相关载荷累积量分布特性	268
7.6.1 变任务混频下的寿命相关载荷累积量随机分布特性规律	268
7.6.2 变任务混频的寿命相关载荷累积量分布特性的飞行模拟	272
7.6.3 变任务混频的寿命相关载荷累积量分布特性结论	276
7.6.4 发动机实际使用载荷算例	276
7.7 使用中载荷分布特性的处理和发动机之间分散度的定量确定	281
7.7.1 实际使用中载荷分布特性的技术处理	281
7.7.2 国内某涡扇发动机载荷和换算率分散性	284
参考文献	286
<b>第8章 修理中的零部件寿命控制技术</b>	<b>288</b>
8.1 不同的维修方式及其主要影响因素	288
8.2 基于装机对象的发动机分类	289
8.2.1 民用和军用发动机	289
8.2.2 军用发动机分类	289
8.3 基于低循环疲劳寿命监控的零部件修理技术	291
8.3.1 基于安全寿命和损伤容限的两种寿命控制方法	291
8.3.2 寿命控制和修理的成功案例	294
8.4 典型的维修方式和程序	300
参考文献	313
<b>第9章 整机寿命和翻修寿命</b>	<b>314</b>
9.1 整机翻修寿命和总寿命	314
9.1.1 发动机翻修寿命和总寿命的决定因素	314
9.1.2 发动机两种寿命管理体系	317
9.2 定寿、延寿常用的关键技术	318
9.2.1 几种台架持久试车	318
9.2.2 外场领先使用	323
9.3 某涡轮轴发动机任务化持久试车大纲	325
9.3.1 某涡轴发动机设计载荷谱	326
9.3.2 两种温度条件下的地面试车剖面处理	326
9.3.3 海平面标准大气条件下的任务化持久试车谱	330
参考文献	335

# 第 1 章 绪 论

## 1.1 发动机寿命监控的意义与技术途径

### 1.1.1 发动机使用寿命

发动机寿命是指发动机正常运转的持续时间，实质是指其主要结构件在工作中的磨损、蠕变变形过大、应力断裂或高低循环疲劳裂纹造成结构件失效之前，整机能够安全可靠地工作的时间或工作循环的次数。航空发动机在服役中要求具有较高的使用安全性，特别是用于载人飞行平台，要求事故发生率极低。随着航空技术的发展，航空发动机制造成本日益昂贵，对其经济性也提出了较高的要求，具体是要有较长的使用寿命。因此，使用寿命是航空发动机的重要战术技术指标。发动机使用寿命是指结构件的使用寿命，主要包括工作小时、飞行小时、大状态工作时间、低循环疲劳 (low cycle fatigue, LCF) 数、起动次数和使用年限等。

发动机工作小时表征各部件工作运转的时间，一般情况下，以主燃烧室喷油点火为标志。飞行小时是伴随着飞行器飞行才有的寿命参数，与其对应的是发动机地面工作时间，不同的国家对发动机地面工作时间的规定是不同的。美国军用标准 MIL-STD-1783《发动机结构完整性大纲》(Engine Structural Integrity Program, ENSIP) 中规定<sup>[1]</sup>，飞行小时包括发动机在工作状态下从起飞动作开始到着陆触地结束的全部时间，目的是与飞机的飞行小时一致。发动机总工作时间包括从发动机起动到滑行、飞机飞行和着陆后滑行到发动机停车的所有时间。一次飞行的地面工作时间，加到每项任务的飞行小时中，得到每个任务的总工作时间，地面工作时间还包含外场排故和定期维护检查的试车时间。英国军用航空涡轮发动机通用规范<sup>[2,3]</sup>中没有这方面的规定，但其实际做法与美国相同，即起飞前和着陆后的滑跑时间，以及起飞前的发动机检查（发动机转速可达到最大转速）时间，都按 1:1 计入总工作时间。我国则完全借鉴苏联的发动机寿命管理体系，即采用翻修寿命和总寿命控制发动机的使用，地面工作时间不仅包括从发动机起动到滑行和着陆后滑行到发动机停车的时间，还包括发动机在外场排故和定期维护检查的试车时间。地面工作时间可能达到发动机总工作时间的 20% 或更多。习惯上地面工作时间按 5:1 计入总工作时间，计算寿命消耗。但情况不完全相同，也有按 4:1，甚至 2:1 计入总工作时间计算寿命消耗的。

大状态工作时间作为热端部件（燃烧室、涡轮导向器、涡轮叶片和涡轮机匣等）的蠕变寿命表征，主要有起飞（最大）状态工作时间和最大连续工作时间的要求。

低循环疲劳数、起动次数作为旋转部件或静子件的低循环疲劳寿命表征。使用年限表示在环境的作用下，金属材料结构腐蚀、非金属材料老化等对结构造成的腐蚀及老化损伤，对应结构件的日历寿命。

与结构静强度不同，航空发动机结构的使用寿命取决于服役后的具体使用方法。结构静强度是结构件所受的外力为非交变载荷的强度，由航空发动机工作中可能承受的最大载荷（或最大瞬时载荷）和结构件几何尺寸决定，考虑结构制造质量的分散性，将规定的最大使用载荷放大适当的安全系数构成设计极限载荷，作为结构静强度设计与考核的依据。在早期的航空发动机设计中，主要考核结构件的静强度。一般情况下，最大使用载荷造成的损伤没有累加性，未引起材料循环硬化或软化，即不影响零部件耐久性，可以认为与使用寿命不相关。而航空发动机的使用寿命对应着使用方法。使用方法包括使用的任务类型、各个任务类型的任务剖面、每种任务飞行使用次数的比例，以及所服役的具体环境，即任务混频和环境混频。与其配装飞机的飞行训练大纲是使用方法的一种常见表示形式。不同的任务类型或任务剖面对应着不同的飞行动作及运转时间，对航空发动机结构件产生不同的载荷-时间历程，所造成的结构损伤会有明显的差异。因此，各种任务类型或任务剖面的使用次数比例不同，将对应着不同的损伤，即寿命消耗的差异，这一特征与飞机结构件的寿命消耗相同，即不同的使用方法对应不同的寿命消耗。因此，伴随着飞行训练大纲的变化，飞机和航空发动机结构件的寿命消耗是有区别的。

必须保证航空发动机结构在使用寿命期内的安全使用，因此使用寿命必须具备足够高的可靠性。当然，具体的可靠性要求与零部件的分类密切相关，即与失效后产生的后果严重性关联，一般零部件不要求特别高的可靠性。每台航空发动机结构件制造质量（包括材料、加工和装配工艺）的分散性使得发动机结构的耐久性品质存在着分散性，也就是说，即使在相同的使用条件下，每台发动机结构的实际寿命消耗也是不同的。另外，即使在相同的规定使用方法下，每台发动机的实际使用载荷情况也有差异。制造质量分散性与使用载荷历程的分散性使得配装同一机型的航空发动机在规定使用方法下的寿命消耗是一个随机变量。要保证使用寿命期内发动机结构件发生破坏的概率达到可以承受的最低值，使用寿命必须具有很高的可靠度，通常可以用一定的存活率和置信度表示。

### 1.1.2 发动机寿命可靠性管理

#### 1. 航空发动机结构完整性大纲和寿命可靠性管理的含义

按照飞行安全性的要求，航空发动机在使用寿命期内必须保证结构的完整性。

按照美国军用标准 MIL-STD-1783《发动机结构完整性大纲》<sup>[1]</sup>、JSGS-87231A《航空涡轮发动机使用指导规范》<sup>[4]</sup>以及我国标准 GJB/Z 101—97《航空发动机结构完整性指南》<sup>[5]</sup>和 HB/Z 286.5—96《航空燃气涡轮发动机监视系统设计与实施指南寿命监视》<sup>[6]</sup>的定义,结构完整性是关系发动机安全使用、使用费用和功能的发动机结构强度、动力特性、损伤容限及耐久性等发动机所要求的结构性能的总称,也就是结构件在期望水平下安全性、功能、耐久性和保障性完好的状态。《发动机结构完整性大纲》的目标是提高发动机结构的安全性、耐久性、战备完好性,降低全寿命周期费用。要实现发动机的结构完整性要求,首先,必须按照有关规范合理开展结构设计,采用先进的加工制造技术,保证发动机结构具备优良的完整性品质;其次,要在使用过程中确保发动机结构完整性,必须采取先进、科学、细致的管理机制和维修方法。可以看出,发动机结构完整性的要求必须贯穿于设计、制造、使用和严密、科学管理的全过程,科学监控是其中不可或缺的重要组成部分。

20世纪60年代末,美国参照飞机的结构完整性计划首先提出发动机结构完整性计划,其具有严酷和教训深刻的历史背景。由于军事上的需要,随着军用航空发动机推重比和涡轮前温度的不断提高,发动机的工作条件越来越恶劣,结构越来越复杂,材料性能要求越来越高,因而暴露出来的结构故障更加严重,当时美国研制的军用航空发动机 J85、TF41、TF30、F100 和民用航空发动机 JT9D、CF6 以及英国研制的 RB211 等多型发动机连续出现多次重大故障:风扇叶片出现裂纹、压气机叶片疲劳断裂、风扇和压气机轮盘破裂、高低压涡轮承力隔圈低循环疲劳破坏、涡轮叶片断裂等,几乎所有结构件均出现严重故障。根据统计<sup>[7]</sup>,美国空军 1963~1978 年发生的 3824 起飞行事故中由于发动机结构故障导致的有 1664 起,约占一半。1968 年,发动机结构完整性计划被提出后,发动机结构得到了迅速发展;1969 年,美国空军制定了发动机结构完整性计划,并应用到正在研制的 F100、TF34-100 和 F101 发动机上;1973 年,美国军方根据发动机结构完整性计划将 MIL-E-5007C《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》修改为 MIL-E-5007D;1973~1975 年,美国空军起草了“涡轮发动机结构设计准则的应用”最终报告;1984 年形成正式的美国军用标准《发动机结构完整性大纲》。

经过多年、多个型号的发展,严格执行《发动机结构完整性大纲》,可以保证研制出高可靠性、高耐久性、高性能的航空发动机。发动机结构完整性计划主要由以下四个方面组成:

(1) 结构设计准则,按照任务规定明确的工作循环(载荷谱)进行结构设计。

(2) 结构试验要求,规定尽可能对零部件和整机按规定设计使用载荷进行寿命耐久性验证试验。

(3) 结构数据要求,规定技术文件要以强度和寿命分析为重点作为申报批准

的依据。

(4) 寿命监控要求, 规定对服役使用情况进行寿命监控, 确保使用安全。

四个方面的核心问题是要根据使用任务可靠地确定与解决耐久性和定寿问题。可以看出, 这一计划既包括技术又包括组织, 是有系统、有重点的严密计划, 强调的四个方面密切相关、缺一不可。

耐久性是指发动机结构完整性的重要组成部分<sup>[8-11]</sup>, 是指在规定的时间内, 发动机抗裂纹(包括振动、腐蚀和氢脆等引起的裂纹)生成、腐蚀、恶化、退化、剥离、磨损以及外物和内物损伤的能力。发动机耐久性要求是结构足以抵抗上述各种损伤, 使发动机结构不降低其使用和维护能力, 并对使用寿命、使用方法不造成有害的影响。损伤容限要求则是充分利用了结构件的裂纹扩展寿命, 在零部件的批准寿命内, 为使材料、制造和使用引起的缺陷造成的潜在失效减至最少, 应该完成损伤容限评定。航空发动机的使用经验已经证明, 材料、制造和使用引起的缺陷确实存在, 它们可能潜在地威胁发动机关键件的结构完整性。历史上长期使用的安全寿命法建立在正常材料变化和制造条件的假设上。因此, 该方法没有明确说明这些缺陷的存在, 虽然在某种程度上容许缺陷存在, 但是其使用安全性由设计裕度、安全系数和外场检查等技术手段来保证。损伤容限评定则要求明确说明异常条件, 并补充进疲劳寿命预定系统。

## 2. 航空发动机寿命研究发展概况

航空发动机寿命研究工作按发展历史大致可分为三个阶段: 台架试车定寿阶段、安全寿命设计阶段和损伤容限设计阶段。

(1) 台架试车定寿阶段。20 世纪 60 年代以前, 发动机的寿命指标都是依靠发动机的台架长期试车和领先使用来确定的。试车大纲采用 1:1 的长期试车, 寿命参数也非常简单, 只有工作小时。美国军用标准 MIL-E-5007C 规定了军用合格鉴定试车程序, 该程序共有 25 个阶段, 每个阶段 6h。研制的发动机无论具体机型、配装何种飞机, 只要通过 150h 的军用合格鉴定试车程序, 即可投入使用, 寿命是在使用中逐步增加的。同时期, 苏联的航空发动机也是按照此方法定寿和监控。此阶段还依赖静强度设计理论, 以静强度理论进行零部件强度估算, 采用材料的强度极限为基准, 控制零部件的安全系数, 如压气机叶片设计时, 认为安全系数 4~6 是安全可靠的, 涡轮叶片则控制在 1.2~2.5。实践证明, 此阶段有以下重大的技术缺陷: 一是主要考虑高温时间和发动机工作时间<sup>[12]</sup>, 即高温蠕变和应力断裂, 没有考虑高周、低循环疲劳对寿命、可靠性的重大影响; 二是严重脱离外场实际使用载荷情况, 不能反映或暴露出外场可能出现的故障和隐患, 只能检查、鉴定生产和修理质量的稳定性。根据统计, 配装 F-15 飞机的 F100 发动机, 在相同的寿命期内, 反映发动机疲劳载荷最主要的参数如油门杆主循

环, 实际使用情况是设计情况的 3.3 倍, 而两者的加力循环次数比值更是高达 4.4 倍之多。

(2) 安全寿命设计阶段。20 世纪 60 年代末, 发动机进入安全寿命设计阶段, 其理论和实践基础是疲劳损伤理论和疲劳试验。借用疲劳损伤理论, 西方航空大国英、美国家采用材料或零部件的  $S-N$  曲线评估零部件的安全寿命, 也称为无限寿命设计准则, 最为出名并有实际意义的是英国罗·罗公司的 EGD-3 应力分析准则, 美国的军用标准也修改为 MIL-E-5007D。后续随着高温、大载荷或大应变零部件的出现, 采用  $S-N$  曲线评估零部件安全寿命出现偏差, 又进一步发展出应变疲劳理论, 即采用  $\epsilon-N$  曲线评估寿命, 该理论适用于解决超屈服极限的低循环疲劳和疲劳/蠕变交互作用等疲劳问题。安全寿命设计阶段主要利用零部件的裂纹萌生寿命, 并规定在一定可靠度和置信度条件下, 零部件疲劳裂纹长度不大于 0.79mm (1/32in) 的疲劳寿命为安全寿命指标。无论采用安全寿命设计还是有限寿命设计, 除依靠数据统计分析方法外, 都必须进行大量的试验研究工作, 包括材料试验、零部件的高周疲劳试验、低循环疲劳试验、整机台架试车试验和飞行试验等, 在开展大量试验的同时, 还要开展大量的理论计算工作, 尤其是采用应变疲劳定寿, 开发出多种寿命预估模型<sup>[13-15]</sup>。

(3) 损伤容限设计阶段。20 世纪 70 年代末, 发动机设计进入损伤容限设计阶段。虽然安全寿命设计很大程度上解决了发动机零部件安全性问题, 但是经济性问题又成为追逐目标, 同时, 基于安全寿命设计的疲劳理论存在下述缺陷: 假设结构件的材料是没有先天缺陷的连续介质, 当出现缺陷或裂纹即认为破坏, 这一假设明显与实际情况不符, 因为任何机械加工材料和零部件均有微裂纹、夹杂、空洞、加工刀痕等问题。因此, 损伤容限设计的理论基础学科随之出现, 即断裂力学, 其是固体力学近代发展起来的新的分支学科, 由于考虑了工程实际, 很快成为解决断裂问题的有力工具。应用损伤容限设计方法处理发动机零部件寿命, 不但发展了有裂纹结构件的使用寿命研究, 同时解决了大批由于出现初始裂纹甚至无裂纹而停止服役的零部件继续使用的问题, 提出了剩余寿命和临界裂纹的概念, 由于在安全使用范围内充分利用了零部件的裂纹扩展寿命, 零部件的寿命成几倍或几十倍的增加, 因此, 经济效益十分可观。某些型号的发动机, 如涡喷-6 发动机<sup>[16]</sup>, 由于设计和选材问题, 涡轮盘服役很短时间内, 其榫槽底部出现大量疲劳裂纹, 按照安全寿命设计理论, 该型号发动机只能停止使用, 但这不现实。20 世纪 80 年代初, 由于迫切的实际需要, 国内相关单位组织力量, 依据基于断裂力学的损伤容限理论, 经过大量研究, 采用合理的检查周期和临界裂纹长度, 科学地控制了涡喷-6 发动机的使用寿命, 延长了该发动机的服役时间, 可见使用损伤容限法定寿的军事效益也十分显著。



### 3. 航空发动机寿命可靠性管理思想的发展

本书第 6 章根据采用的监测方法和手段将航空发动机寿命消耗监测技术划分为四个阶段：人工监控阶段、综合换算率监控阶段、机载历程记录仪监控阶段以及预测与健康管理（prognostics and health management, PHM）阶段。从可靠性寿命管理角度，可以认为前两个阶段即人工监控阶段和综合换算率监控阶段是机群管理模式，后两个阶段即机载历程记录仪监控阶段和 PHM 阶段是单机管理模式，即经历了由机群寿命管理向单机寿命管理的发展过程，显然，后者比前者具有历史性进步。当前航空技术发达国家对航空发动机的寿命管理均采用了基于载荷分散性的单机寿命管理思想，随着航空发动机结构健康监控技术的快速发展，产生了基于实际用法的结构健康状态监控的单机寿命管理理念和技术。

机群管理模式是非常粗糙的“一刀切”模式。人工监控发动机寿命只能监控工作小时、飞行小时、大状态工作时间和使用年限寿命类参数，对于发动机最为重要的循环寿命则无能为力。综合换算率监控是以一种型号发动机机群（包含全部发动机）为整体，按照统一的准则和方法实施管理，制定统一的基准载荷谱，开展整机考核试验、全尺寸结构疲劳（包含持久/蠕变）试验和关键件或重要件耐久性/损伤容限分析评定，给出机群使用寿命（首翻期、翻修间隔和总寿命）与修理技术条件，决定每台发动机的首翻期、翻修间隔和总寿命。为保证使用寿命内的安全可靠，在根据整机考核试验和全尺寸结构疲劳（包含持久/蠕变）试验结果给出使用寿命时，采用了考虑结构制造质量分散性的一个较大分散系数，而使用载荷的分散性没有考虑在内。当然，由制造质量造成的寿命分散系数与试验的子样密切相关。航空发动机关键件的安全寿命对可靠性要求极高<sup>[17,18]</sup>，一般按照失效概率为 0.13%、置信度为 95% 的寿命，或者失效概率为 0.1%、置信度为 90% 的寿命（ $B_{0.1}$  寿命）控制。显而易见，发动机寿命采用机群管理模式存在两个方面的严重缺陷：

(1) 不能最大限度地保证每台发动机的安全使用。由于寿命分散系数没有考虑使用中载荷历程和环境的差异，特别是载荷历程损伤偏重的发动机，有明显的安全威胁，例如，列装英国皇家空军红箭飞行表演队鹰式（Hawk）战斗机的 Adour 发动机<sup>[19]</sup>，其循环换算率相差高达 40 倍，大大超过其他配装鹰式战斗机的发动机换算率，因此按照统一的换算率很难保证其飞行安全。

(2) 不能充分发挥每台发动机的寿命潜力。显然，为了保证飞行安全，一般情况下，发动机的换算率定得较高。多年的修理实践表明，航空发动机关键件在达到总使用寿命前因萌生疲劳裂纹造成的报废率极低，即大部分结构件还具有很大的寿命潜力，造成了巨大的经济损失<sup>[20]</sup>。通常，由于零部件原材料加工工艺、热处理、机械加工工艺、使用载荷条件和工作环境等因素的差异，零部件使