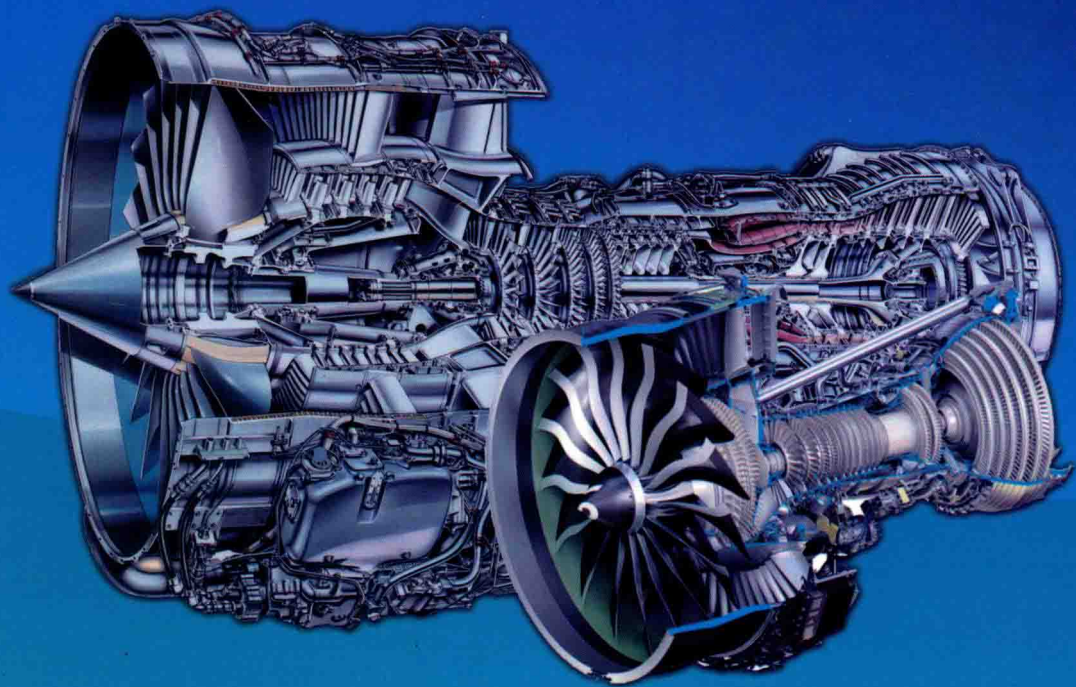




2019年国家出版基金项目

航空涡扇发动机 多目标多学科设计优化方法

王保国 黄伟光 徐燕骥 谭春青 著



机械工业出版社
CHINA MACHINE PRESS

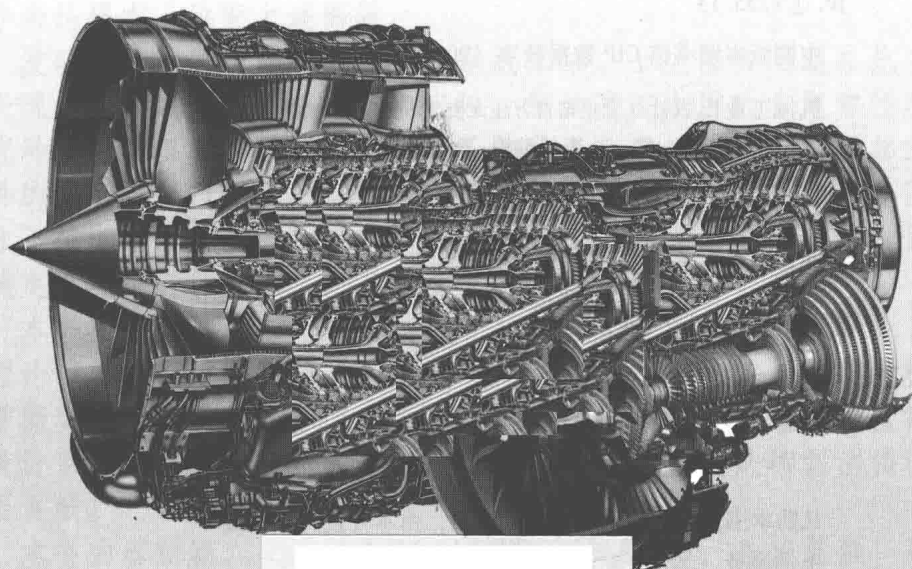


国家出版基金项目
NATIONAL PUBLISHING FUND PROJECT

2019 年国家出版基金项目

航空涡扇发动机多目标 多学科设计优化方法

王保国 黄伟光 徐燕骥 谭春青 著



机械工业出版社
CHINA MACHINE PRESS

本书共4篇16章,深入探讨了航空发动机的设计方法,是献给著名工程热物理学家吴仲华先生和陈乃兴先生的一部学术专著,是《人机系统方法学》的姊妹篇。书中基于发动机气动热力学理论以及现代优化的数学方法,对航空涡扇发动机在考虑确定性和不确定性影响时提出了一整套多目标多学科设计优化的新框架,从这个意义上讲本书填补了我国在这一领域的学术空白。

本书可作为从事航空航天动力工程以及燃气轮机相关专业工程技术人员进行产品设计的指导用书,也可作为高等院校航空发动机以及燃气轮机专业研究生的学位课教材以及相关专业高年级本科生的教学参考书。

图书在版编目(CIP)数据

航空涡扇发动机多目标多学科设计优化方法/王保国等著. —北京:机械工业出版社, 2018. 12

ISBN 978-7-111-61581-1

I. ①航… II. ①王… III. ①透平风扇发动机-设计
IV. ①V235. 13

中国版本图书馆CIP数据核字(2018)第294357号

机械工业出版社(北京市百万庄大街22号 邮政编码100037)

策划编辑:沈红 责任编辑:沈红 王彦青 李含杨 崔滋恩

责任校对:王延 郑婕 封面设计:严娅萍

责任印制:郜敏

北京圣夫亚美印刷有限公司印刷

2019年3月第1版第1次印刷

169mm×239mm·43.25印张·2插页·884千字

0 001—1 500册

标准书号:ISBN 978-7-111-61581-1

定价:198.00元

凡购本书,如有缺页、倒页、脱页,由本社发行部调换

电话服务

服务咨询热线:010-88361066

读者购书热线:010-68326294

010-88379203

封面防伪标均为盗版

网络服务

机工官网:www.cmpbook.com

机工官博:weibo.com/cmp1952

金书网:www.golden-book.com

教育服务网:www.cmpedu.com

序 一

preface

现代先进航空发动机设计研制难度非常大，这主要是以下诸因素造成的：一方面发动机工作条件极端恶劣而要求又极高；另一方面，航空发动机产业是多学科、多领域高度交织、融合的产业，而其中一些学科的基本理论尚未得到基本的解决，例如发动机内部流体的流态主要是湍流，而湍流理论至今基本没有得到解决。由于这些原因，发动机技术先进国家过去的技术途径是投入大量人力、物力、财力，进行大量的试验研究，建立试验数据库，并以此为基础掌握经验关联规律，从而建立设计规范和准则。这是一条成功但很花钱的途径，至今仍是如此。所以航空发动机本质上是试验科学。

计算机的发明和计算科技的发展，逐步减轻了对试验的依赖，加快了研制进程，降低了风险，节约了成本，已成为非常强有力的工具，但至今未从根本上改变上述面貌。

发动机设计研制是一项复杂的系统工程。上述诸多问题在此工程中的表现主要是系统多环节的不确定性，例如湍流本质的非定常性所决定的流动性能特征的不确定性，飞行条件和大气条件的变化所引起的进气条件的不确定性（湍流度，压力、温度畸变度等），加工公差范围内的尺寸不确定性，材料性能的不确定性等，对于具有诸多不确定性的对象按确定性理论进行设计，难以保证产品有高的成功概率。

本书主要贡献之一是将不确定性理论以及与此相关的概率论、可信性理论等引入设计系统，这些理论非常适合发动机的特点，发动机设计非常需要这些理论。这些理论的引入拓宽了科技工作者的理论视野，为将设计系统提高到一个新的高度提供了理论基础。这是特别值得称道的重要贡献。

本书内容新颖、丰富、翔实，水平高，亮点多，系统性强，是几位既有很深学术造诣，又有丰富实践经验的学者呕心沥血的重要著作。

中国工程院院士

陈楚辛

序 二

preface

航空发动机是飞机的“心脏”，它直接影响飞机的性能、可靠性及经济性，被誉为现代工业“皇冠上的明珠”。航空发动机的工作环境十分恶劣（高温、高压、高转速、高载荷），发动机的设计、研制是一项复杂的系统工程，它涉及气动热力、结构强度、燃烧传热、材料工艺、自动控制等众多基础学科和工程技术领域，科学技术综合要求极高，是衡量一个国家综合科技水平、工业基础实力和经济的重要标志。

在过去的几十年里，国外一些航空工业强国都投入大量资金，建立了先进的试验研究基地，实施了一系列发动机研究计划，积累了雄厚的技术，使得发动机达到了今天的先进水平。与国外相比，我国在航空发动机的研制方面还有相当大的差距，系统讲述航空发动机各部件和整机设计方法的书籍也不多见。在我国大力发展航空动力的今天，科技工作者亟需这方面的书籍出版。我认为该书的主要创新亮点如下：

1) 将不确定性数学理论引入到航空发动机的设计，这富有极大的创新性。尽管我国已出版了多部航空发动机手册，但所讲内容均属于确定性设计的范畴。

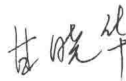
2) 系统地讲述了航空发动机五大部件压气机（含风扇）、燃烧室、涡轮、加力燃烧室、尾喷管设计中所遇到的气动热力学、燃烧学、传热学等基础理论与方法。书中通过典型算例讨论了压气机、燃烧室、涡轮等部件的设计步骤，给出了发动机整机设计优化的策略。这对正在从事航空发动机设计的科技工作者来讲具有重要的指导意义。

3) 拓宽了航空发动机设计的内涵，提出了两层设计优化的理念：一层是进行航空发动机本身的设计优化，其中包括确定性多学科设计优化和不确定性多学科设计优化问题；另一层是对已经投入使用和飞行中的发动机要注意挖掘自身的潜力，在保证飞行安全的前提下进行发动机的在线实时控制、大力发展智能控制技术，开展在线性能寻优工作。

上述这些理论与创新开阔了设计工作者的视野，为新型发动机的设

计奠定了理论基础。该书的四位作者都是经验十分丰富的航空发动机和燃气轮机领域内的资深专家和学科带头人，均具有丰富的理论和实践经验。

中国工程院院士
空军装备研究院总工程师



前 言

preface

本书共 4 篇 16 章，系统地给出了从航空发动机主要部件（压气机、燃烧室、涡轮、加力燃烧室、尾喷管）到发动机整机的设计优化过程，给出了进行确定性多学科设计优化和不确定性多学科设计优化时所需要的现代优化理论和统筹优化方法。特别强调了华罗庚先生的统筹优化方法和统计试验设计方法，强调了钱学森先生的系统科学，尤其是系统学的思想和系统集成方法。在进行航空发动机部件和整机的流场计算与气动设计中，强调了吴仲华先生的 S_1 与 S_2 流面理论，强调了两类流面间的交叉迭代，强调了从低维设计空间到高维设计空间中吴仲华先生的三元流理论所发挥的重大作用。强调了 Jameson 提出的伴随方法在进行叶片的弯、掠、扭三维复合造型、机匣端壁面的精细设计以及考虑寂静效应、时序效应非定常设计时所起到的十分关键的作用。

另外，考虑到广大读者，尤其是在校的博士生、硕士生和高年级本科生，他们迫切希望了解航空发动机设计与研制的全貌，渴望了解发动机的结构和性能，全书给出了大量的计算曲线和结构、性能图 376 幅、相关的重要结构与性能参数表格 58 张，书后列出了国际上重要的学术专著和文献 972 篇。更为重要的是，本书还给出了十分详细的压气机、燃烧室、涡轮部件的设计步骤，给出了航空发动机整机设计优化的策略。此外，书中还针对军用航空发动机尾喷管红外隐身的问题以及民用航空发动机尾喷管气动噪声的问题，给出了十分简捷、高效的理论计算与预测方法。这些方法反映了当今这一领域的学术前沿，它为航空发动机尾喷管的气动设计奠定了坚实的理论基础。毫无疑问，这些十分宝贵的计算曲线和非常重要的参数表格以及难得的航空发动机设计优化步骤对提升和丰富读者对航空发动机的理解与认识是十分必要的。在一部学术专著中，配有如此丰富的插图与重要的表格，给出如此具体的航空发动机重要部件的设计步骤，应该讲目前在我国出版界还是极为罕见的。此外，本书还详细分析并给出了进行发动机主要部件设计和发动机整机优化时可能会遇到的一些难点，这对今后的改进与研究将十分有益。

四位作者一致认为，航空发动机的设计优化应该具有两层含义。一层是进行航空发动机本身的设计优化，其中包括确定性多学科设计优化和不确定性多学科设计优化的问题。另外，对于军用发动机，还应该考虑其隐身性能；对于民用发动机，还应重视低污染、低噪声的研究。此外，还要注意开展对压气机喘振或失速的主动控制、压气机或涡轮叶尖间隙的主动控制、燃烧不稳定的主动控制等。另一层是对已经投入使用和飞行中的发动机要注意挖掘其自身的潜力，要针对传统航空发动机在进行气动设计时，为保证发动机在全飞行包线内最恶劣的工作点时能够安全稳定地工作，由此确定了发动机的工作点和喘振裕度，这就设置了很大的安全裕度。正是这种设计理念，决定了在非最恶劣工作点时发动机的性能没有全部发挥。因此，在保证飞行安全的前提下，进行发动机的在线实时控制、大力发展智能控制技术，开展在线性能寻优工作。四位作者一致强调指出，只有在完成了上述两层设计优化的基础上，这样的航空发动机的性能才是最优的，它代表着未来航空发动机发展的主方向。

四位作者万分感谢我国著名航空发动机专家、中国工程院院士、国务院学位委员会学科评议组成员、国家攀登计划“能源利用中气动热力学前沿问题”专家委员会委员、北京航空航天大学能源与动力工程学院教授、博士生导师陈懋章先生在百忙之中为本书写序，这是对四位晚辈极大的鼓舞、提携和鞭策。陈先生在本书序中写道：“本书主要贡献之一是将不确定性理论以及与此相关的概率论、可信性理论等引入设计系统，这些理论非常适合发动机的特点，发动机设计非常需要这些理论。这些理论的引入拓宽了科技工作者的理论视野，为将设计系统提高到一个新的高度提供了理论基础。这是特别值得称道的重要贡献。”我们绝不辜负陈先生的希望，牢记博学笃志、格物明德的校训，努力坚持致大尽微、家国天下的心怀，继续加倍努力，更进一步踏踏实实地做好本职工作，为我国航空发动机的研制与发展尽心尽力、鞠躬尽瘁。另外，四位作者还万分感谢中国工程院院士、空军装备研究院总工程师甘晓华先生在百忙中为本书写序。甘院士十分详细地分析与指出了本书的三个创新亮点，高度赞扬了本书在拓宽航空发动机的设计内涵与发展航空发动机在线实时控制等方面所做出的重要贡献。

王保国非常感谢他夫人长期以来对他从事科研与教学工作的大力支持！另外四位作者十分感谢他们分别率领的团队，感谢曾经帮助过他们

的同事、同学以及长期支持他们工作的亲人们，感谢为本书的出版做出贡献的所有人。

最后，四位作者还想说明，尽管几位作者长期工作在中国科学院力学研究所和工程热物理研究所，工作在吴仲华先生和陈乃兴先生的身边，都具有几十年从事发动机气动热力学方面的设计经验，尤其是本书第一作者王保国在吴仲华先生、卞荫贵先生和陈乃兴先生的长期指导下在航空发动机内流和航天器外流的气动热力学领域积累了十分坚实的理论基础，再加上他在原航空工业部和中国科学院直接参加过涡喷与涡扇两大类型航空发动机的改型设计与研制、在中国航空研究院还进行过其他新型航空发动机的设计与研究工作，本书的另外三位作者黄伟光研究员、徐燕骥高工和谭春青研究员也一直参加多项航空发动机与地面燃气轮机项目的改型与试验工作，尤其是黄伟光和徐燕骥率领的中国科学院上海高等研究院燃气轮机基地和上海新喆机电公司燃气轮机基地以及谭春青任院长的中科合肥微小型燃气轮机研究院，他们都具有很丰富的理论与实践经验，具有较完备的整机性能试车和部件试验的设备平台，能够完成相关的车台和部件试验，但由于国内外出版航空发动机设计方法与优化方面的专著太少，而且在国内外相关杂志上发表的相关文章也不多，再加上我们才疏学浅、水平有限，虽然本书花费了近6年的时间去潜心撰写，而且还采用了华罗庚先生一贯倡导的增强物理图像、公式删繁就简的思想，采取了先易后难、画龙点睛的总体写作策略，坚持了构建基础扎实、结构严谨的体系框架，瞄准科技前沿的方针，尽管对于书中主要内容的安排与讨论方式进行了反复的修改与调整，尤其是本书的整体框架目录和本书的前言历经了30余次的修改，但仍感到不够满意。四位作者一致认为，本书是《人机系统方法学》的姊妹篇，是钱学森系统学思想在航空发动机设计领域中的一个具体应用，是钱学森先生倡导的综合集成方法的一个实践环节。因此，在撰写本书时，的确感到有相当大的难度，使得本书在写作上仍存在着一定的局限性和阶段性，对书中不妥、疏漏或错误之处，尚祈读者不吝指正。

联系 E-mail: bguowang@163.com。

作者

目 录

contents

序一

序二

前言

第1章 航空发动机及设计方法的发展	1
1.1 涡喷、涡扇及变循环发动机发展的简要回顾	1
1.2 多目标、多学科设计优化方法的提出及其进展	8
1.3 多目标、多学科设计优化问题面临的机遇与挑战	12
1.4 本书的主要内容	17

第1篇 发动机设计中的综合集成方法及“软系统”评价

第2章 系统学的思想及综合集成方法	21
2.1 系统科学和系统学的创建与发展及其基本框架	21
2.2 航空发动机的研制与系统工程之间的关联	28
2.3 钱学森综合集成方法及其优化策略	28
2.4 发动机的多级优化策略及CSD方法	32

第3章 系统评价指标及“软系统”评价的几种方法	41
3.1 发动机系统工程中的“硬系统”和“软系统”	41
3.2 系统评价的主要指标	42
3.3 航空发动机性能评价的指标	44
3.4 “软系统”评价的几种方法	46

第2篇 三元流理论的基础及几种算法的典型算例

第4章 叶轮机三元流理论的基础	63
4.1 场论与张量计算基础	63
4.2 物理场在两类坐标系中的转换	74
4.3 积分型与微分型三元流理论的基本方程	77
4.4 热力学特征函数及函数行列式	108
4.5 绝对坐标系中N-S方程组的强守恒与弱守恒型	113
4.6 相对坐标系中N-S方程组及广义Bernoulli方程	117
4.7 吴仲华的两类流面交叉迭代及三元流理论	119
4.8 对一组含转子焓与熵方程组的讨论	126
4.9 三维空间中两类流面的流函数主方程及拟流函数	129

第 5 章 叶轮机械中的两类流面迭代和三维直接解法	132
5.1 叶轮机械气动计算与设计的发展进程	132
5.2 S_1 流面的基本方程及跨声流函数方程的数值解	133
5.3 S_2 流面的基本方程及跨声速 S_2 流面的数值解	154
5.4 两类流面跨声速准三元的迭代解	173
5.5 两类流面跨声速全三元的迭代解	179
5.6 叶轮机械定常与非定常计算的直接解法	185
5.7 可压缩湍流的 RANS 与 DES 分析法	196
5.8 小波多分辨奇异分析方法及其典型算例	225
5.9 流动转捩问题以及 RANS 和 LCTM 的耦合求解	249

第 3 篇 发动机设计的现代优化理论及统筹优化方法

第 6 章 确定性优化理论与算法	257
6.1 经典的确定性多目标优化决策模型存在的问题	257
6.2 系统优化与子系统优化之间的关系	259
6.3 设计空间中常用的四类搜索策略	261
6.4 高维多目标优化的 PCA - NSGA II 降维算法	264
第 7 章 不确定性优化的理论与方法	266
7.1 Chebyshev 问题的单目标规划处理	266
7.2 随机多目标规划的期望值模型	267
7.3 模糊多目标线性规划和非线性规划的模型与解法	267
7.4 三大类多目标数学规划模型的对比与分析	269
第 8 章 统筹优化方法及统计试验设计方法	274
8.1 华罗庚的统筹优化方法及其重大影响	274
8.2 单变量的一维搜索和多变量的搜索方法	279
8.3 正交设计、均匀设计及序贯均匀设计	284
8.4 基于试验设计与响应面模型的叶型寻优 GPAM 策略	289

第 4 篇 涡扇发动机的现代设计方法及多目标协同优化

第 9 章 涡扇发动机设计状态参数选择的基本分析	309
9.1 几代涡扇发动机的主要性能参数	309
9.2 AAF 的任务剖面及 AAF 设计点的选择	313
9.3 四种典型发动机的理想热力循环分析	320
9.4 涡扇发动机内外涵道间循环功的最佳分配	328
9.5 混合排气加力涡扇发动机设计点的热力计算与分析	331
9.6 分别排气涡扇发动机设计点的热力分析	343
第 10 章 发动机非设计点性能计算的几种方法	347
10.1 基于部件性能的发动机特性通用计算方法	347
10.2 混合排气涡扇发动机特性的近似计算方法	358

10.3 分别排气涡扇发动机特性的近似计算方法	362
第 11 章 压气机/风扇的气动设计基础和设计优化	369
11.1 轮缘功的多种表达形式	369
11.2 压气机中绝热效率与多变效率间的关系	371
11.3 气动设计中增压比和效率的选择	373
11.4 轴流压气机/风扇的初步气动设计	376
11.5 压气机部件的设计优化	384
第 12 章 燃烧与传热的理论基础及主燃烧室的气动设计	391
12.1 气动力学突跃面的分类及一维燃烧波的分析	391
12.2 多组分气相黏性反应流的基本方程组	398
12.3 单相与两相可压缩湍流燃烧的大涡模拟技术	402
12.4 模拟燃烧问题的非非常高分辨率高精度算法	410
12.5 燃烧室气动设计的几个基础问题	429
第 13 章 涡轮部件的气动设计及内部流动的控制	448
13.1 涡轮叶片的几种造型方法	449
13.2 叶片的弯、掠、扭三维复合造型技术	453
13.3 叶型负荷及叶栅四种效率的计算	455
13.4 高压涡轮的气动特点及求解的基本方程	456
13.5 涡轮气动损失模型和冷气掺混损失模型	458
13.6 寂静效应与时序效应及其工程应用	458
13.7 低维设计空间中涡轮造型与气动参数的筛选	459
13.8 涡轮部件气动初步设计的全过程	464
第 14 章 加力燃烧室的气动设计与振荡燃烧的抑制	475
14.1 描述加力燃烧室的主要参数	475
14.2 火焰稳定器的稳定判据	478
14.3 三种典型的火焰稳定器	479
14.4 振荡燃烧的机理分析与抑制措施	481
14.5 主燃烧室和加力室中燃烧污染物及其分析	483
14.6 带加力燃烧室的涡喷发动机性能计算	487
14.7 涡轮、加力燃烧室和尾喷管的匹配	498
14.8 湍流燃烧诊断的三种高精度方法	499
第 15 章 尾喷管中辐射输运方程的计算和喷流噪声的高效算法	506
15.1 均匀与非均匀折射率介质中的辐射输运方程	506
15.2 辐射输运方程的有限体积法及其与能量方程的耦合求解	510
15.3 全光谱 K 分布辐射输运方程的求解及典型核算例	514
15.4 大梯度时混合气体的 MSMG 全光谱 K 分布方法	527
15.5 降低飞行器和尾喷管光辐射的几种重要途径	529
15.6 $k-\varepsilon$ 模型和 LRR- ω 雷诺应力模型	533
15.7 伴随 Green 函数法及其求解中的关键问题	536

15.8 湍流喷流各向异性噪声源的物理建模	544
第 16 章 航空发动机部件的优化以及整机的优化策略	551
16.1 参数化设计空间及 Nash 系统分解法	553
16.2 改进的 Pareto 遗传算法	557
16.3 Nash - Pareto 策略	558
16.4 Nash - Pareto - RSOW 算法	559
16.5 Nash - Pareto - RS 算法	560
16.6 连续型或离散型伴随方法的构建过程	561
16.7 混合不确定性条件下的优化策略与关键算法	576
16.8 航空发动机整机优化的策略和主要框图	592
参考文献	633

第 1 章

航空发动机及设计方法的发展

1.1 涡喷、涡扇及变循环发动机发展的简要回顾

航空发动机大致可分为三大类：活塞式发动机（活塞发动机）、喷气式发动机（喷气发动机并含燃气涡轮发动机）以及火箭式发动机（火箭发动机）。对于喷气发动机来讲，还可按空气压缩原理、按工作原理、按反推力产生的原理等进行细分（见图 1-1）。图 1-2 和图 1-3 所示分别为涡喷发动机和涡扇发动机，图 1-4 所示为双转子的结构。图 1-5 所示为变循环发动机的工作模式，选择阀门体现了发动机的变循环特征，用于控制发动机的涡喷和涡扇两种工作模式，分别如图 1-5a 和图 1-5b 所示。在图 1-5 中，前 VABI（Variable Area Bypass Injector，可变面积引射器）代表前置可变面积涵道引射器；后 VABI 代表后置可变面积涵道引射器。前 VABI 是一个用于控制核心涵道空气流量的阀门，由于其控制内涵道的放气量，因而达到控制前部分风扇喘振裕度的目的；后 VABI 是改变涵道气流马赫数的阀门，由此使涵道气流和核心机气流掺混时达到静压平衡。本节仅对讨论涡轮喷气发动机（简称涡喷）、涡轮风扇发动机（简称涡扇）以及喷气发动机系列的变循环发动机（variable cycle engine, VCE）的发展进程。

航空发动机的发展，经历了活塞式发动机和喷气式发动机两个重要的发展阶段^[1-6]。在第二次世界大战期间，活塞式发动机技术已经非常成熟，但由于其功率不能满足不断提高的飞机飞行速度要求，再加上螺旋桨在高速时尖部激波导致效率的急剧下降，因此客观上导致了提出发明新式装置的要求。在这种大背景下，1937 年和 1939 年在信息互相隔绝的情况下分别在英国和德国的 Sir Frank Whittle 和

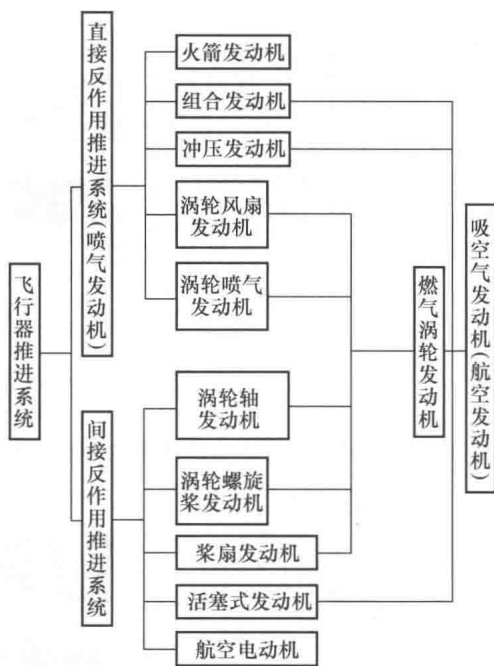


图 1-1 航空发动机分类

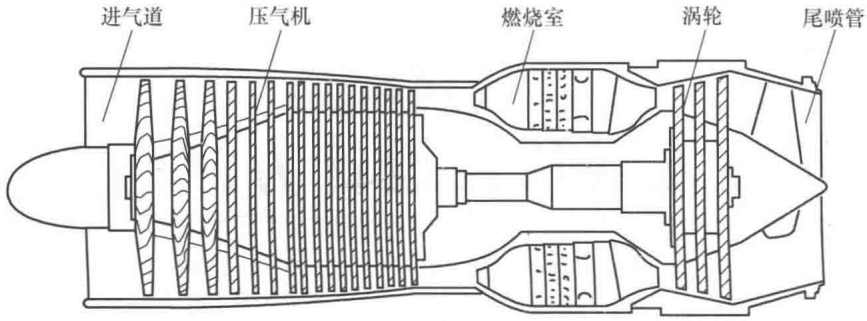


图 1-2 涡喷发动机

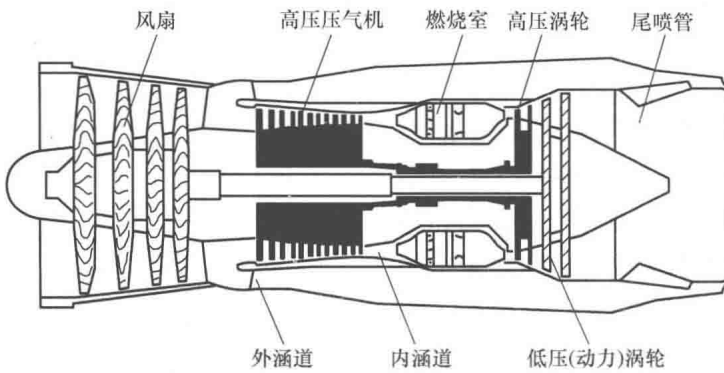


图 1-3 涡扇发动机

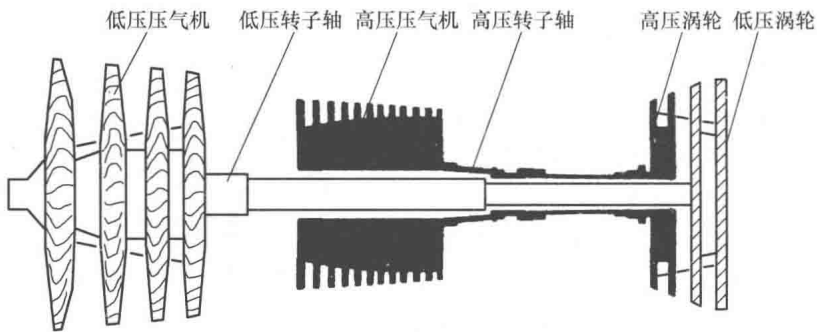


图 1-4 双转子的结构

Hans von Ohain 研制出了燃气涡轮喷气发动机。与活塞式发动机相比，喷气式发动机具有推力大、自重轻、体积小、振动小等重要特点，它一问世便显示出它更适合作为飞机动力的优势。在随后的 70 多年里，航空燃气涡轮发动机的技术日臻成熟，已达到很高水平。大型涡轮风扇发动机的推力比最初研制的涡轮喷气式发动机高了 100 倍左右，推重比提高了 10 倍左右，而民用发动机的耗油率则下降了 50% 以上。现代大型客机均采用大涵道比涡轮风扇发动机，而军用战斗机的涡扇发动机则多为

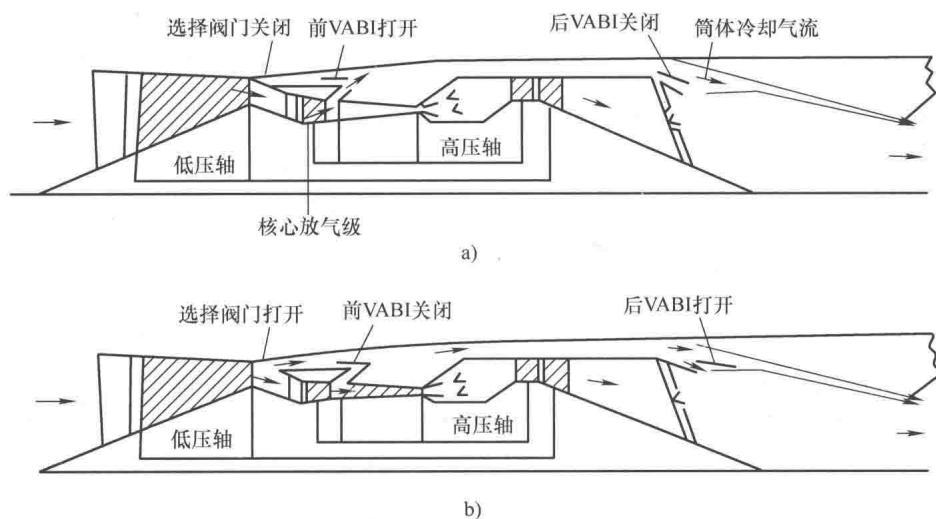


图 1-5 变循环发动机的工作模式

a) 涡喷模式 b) 涡扇模式

小涵道比，之所以有如此区别是由于这两类飞机对发动机性能要求的指标有所不同的缘故^[7]。以下为节省篇幅，仅针对近几代军用航空发动机在结构和性能上的一些重要特征与特点，分四个方面做简要回顾。

1.1.1 近几代军用航空发动机的结构特点及性能

自 20 世纪 40 年代以来，军用航空发动机已研制发展了四代，第五代目前正在研制中。以第三代军用航空发动机为例（见表 1-1），如 F100、F110、AL-31Φ、RB199 以及 M53 等，它是目前世界发达国家现役主力战斗机所装备的发动机，其性能特点是：推重比为 7.0~8.0，平均级增压比为 1.3~1.4，总增压比为 21~35，燃烧室温升为 850~950K，高压涡轮单级落压比为 3.5~4.2，涡轮进口温度为 1600~1750K，加力温度为 2000~2100K。其他参数见表 1-1。

表 1-1 典型第三代战斗机及其发动机

机型	用途	生产年份	动力装置	国家及地区
F-16	单发歼击机	1978 年	F100-PW-220、 F100-PW-229、 F110-GE-100、 F110-GE-129	美国
苏-27	双发歼击机	1984 年	AL-31Φ	苏联
米格-29	双发歼击机	1983 年	PD-33	苏联
苏-35	双发歼击机	20 世纪 90 年代	AL-31Φ 改型	苏联
狂风 Tornado	双发歼击机	1978 年	RB199	欧洲
幻影 2000	双发歼击机	1983 年	M53	法国

第三代军用航空发动机的结构特点：风扇为 3~4 级、高压压气机为 7~9 级，叶片负荷较高，大多数采用可调的静子叶片结构；采用环形或是短环形燃烧室，其长度较第二代发动机缩短了 1/2，并且温升提高；高压涡轮、低压涡轮通常都取为 1~2 级，采用耐高温、高负荷设计，单级涡轮落压比提高；涡轮叶片采用复合气冷空心结构的定向凝固或单晶材料，涡轮进口温度提高；加力燃烧室采用分区供油和先进的火焰稳定器，其长度较第二代发动机缩短了 1/3。加力温度提高，尾喷管采用收敛扩张型，发动机的控制系统采用全权限数字电子控制（FADEC）。

从 20 世纪 80 年代中期起，发达航空国家开始为新一代战斗机研制新的发动机。美国空军对 20 世纪 90 年代后的战斗机提出了 5S 特性（隐身性、超声速巡航、短距起降、超机动性、高维修性）的要求，自此航空发动机进入先进的涡扇发动机时期。典型的第四代军用发动机，如 F119、F120、F135、F136、EJ200 和 AL-41F 等，其发动机的主要参数和用途见表 1-2。

表 1-2 典型第四代军用发动机的主要参数和用途

性能参数	发动机型号						
	F119	F120	F135	F136	EJ200	M88-2	AL-41F
加力推力/daN	15570	—	—	—	8826	8473	18000
不加力推力/daN	9790	—	—	—	5880	5444	—
加力耗油率	2.4	—	—	—	1.73	1.80	—
不加力耗油率	0.62	—	—	—	0.79	0.89	—
推重比	>10	—	—	—	<10	8.8	<10
总增压比	26	—	—	—	26	25	—
涡轮前温度/K	1977	—	—	—	1803	1850	1743~1843
涵道比	0.2~0.3	0.32	0.57	0.32	0.4	0.3~0.5	—
用途	F-22	—	—	—	EF2000	阵风	米格战斗机
备注	常规	变循环	常规	变循环	常规	—	—

第四代军用发动机的性能特点：推重比为 9.0~10.0；涵道比为 0.2~0.4；总增压比为 26~35；涡轮进口温度为 1800~2000K，比第三代提高了 200K；三级风扇增加比可达 4.5 左右；耗油率降低了 8%~10%；可靠性提高了一倍；耐久性提高了 2 倍。第四代军用发动机的结构特点：风扇为 2~3 级，高压压气机为 5~6 级，压缩系统采用非定常三维黏性气动设计，使平均级增压比提高到 1.45~1.50；采用进口可调导叶和弯掠叶片设计，以提高效率和喘振裕度；采用低、中等展弦比设计；采用空心宽弦叶片以及整体叶盘设计以减轻自重；燃烧室多为短环形燃烧室，燃烧系统采用高紊流度强旋流、带蒸发管的头部回流以获得高的燃烧效率和均匀的出口温度分布；采用气动雾化、空气雾化等喷嘴，提高燃油雾化质量；采用浮动壁火焰筒设计；采用高燃油空气比燃烧技术；另外，燃烧室采用对流气膜复合冷