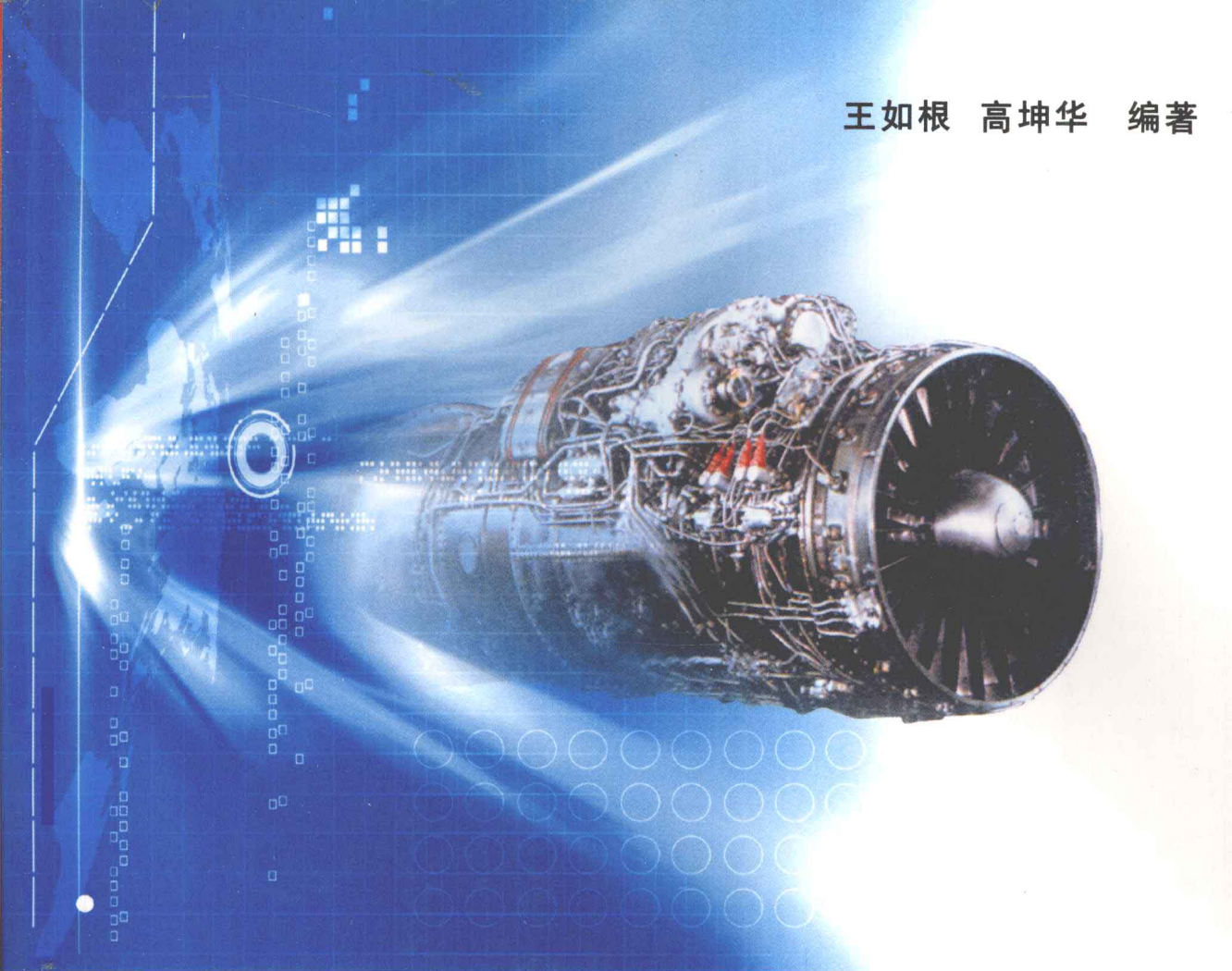


王如根 高坤华 编著



航空发动机

NEW TECHNOLOGY
OF AERONAUTICAL
ENGINE

新 | 技 | 术 |

航空工业出版社

内 容 提 要

《航空发动机新技术》共计 10 章，主要内容包括：第 1 章 航空发动机的作用和发展；第 2 章 先进航空发动机的技术体系；第 3 章 飞机 / 推进系统一体化设计；第 4 章 压气机和风扇部件的新技术；第 5 章 燃烧室设计新技术；第 6 章 先进高功率涡轮及转子技术；第 7 章 矢量推进技术；第 8 章 新型封严技术；第 9 章 未来先进控制技术的应用；第 10 章 脉冲爆震发动机简介。

本书主要为硕士研究生课堂教学而编写，目的是为了拓展学生知识面，也可作为本科和其他学位教学的参考书。同时也可供从事航空动力装置研制、设计、生产、使用和管理等工程技术人员参考。

图书在版编目 (CIP) 数据

航空发动机新技术 / 王如根, 高坤华编著. —北京: 航空工业出版社, 2003. 12

ISBN 7-80183-304-X

I. 航... II. 王... III. 航空发动机 IV. V23

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2003) 第 120226 号

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

西安翔云印刷厂

全国各地新华书店经售

2003 年 12 月第 1 版

2003 年 12 月第 1 次印刷

开本: 787×1092 1/16

印张:

字数: 183 千字

印数: 1-1000

定价: 30 元

ISBN 7-80183-304-X

V · 041

前 言

目前普遍认为，发动机推重比和燃油消耗率是衡量航空喷气涡轮发动机技术水平和工作能力的综合性指标，航空涡轮发动机的技术进步主要体现在推重比的提高和燃油消耗率的降低上。其中，航空发动机推重比已成为各国航空动力工业发展的首要目标。为了提高航空发动机的性能，大量高新技术被应用到航空发动机上，使航空发动机的生产、使用成本大幅度提高，一些航空发动机发展领先的国家在取得高性能发动机的制造技术后，目前已把主要发展目标确定为高性能、高可靠性和高经济性的航空发动机的研制。鉴于我国航空发动机的技术发展相对落后，本书主要介绍高性能发动机研发的一些新技术，同时适当考虑航空发动机经济适用性的一些发展方向。

提高航空发动机性能的技术途径之一是提高发动机的气动热力参数，提高发动机单位流量推力，但这方面的提高是有限的。另一方面，利用简捷、高效的发动机结构设计，减轻发动机重量，是提高发动机推重比的一个有效途径。因此，航空发动机推重比等性能和经济性指标的提高，需要通过气动热力学的进步、部件综合设计技术的提高、简化结构和减轻重量的设计、大量先进材料（如耐高温材料、轻质复合材料等）的采用、加工工艺的不断改进以及发动机设计经验的不断积累，这涉及到许多学科的联合技术攻关，需要建立一个合理、有序的航空发动机技术发展管理体系。本书第1章简要介绍了世界主要国家航空发动机的发展情况，第2章根据作者个人的认识介绍了发展高性能航空发动机需要的关键技术，第3章引入了多用途战斗机飞机/推进系统一体化设计的基本概念，以后各章主要介绍世界航空发动机技术先进国家在发动机部件设计中正在采用的部分新技术。

本书在编写过程中，得到了方昌德研究员、何立明教授的大量帮助，程礼教授审阅了本书的初稿，并提出了许多宝贵意见，史亚峰、郭向阳等研究生和张相毅博士在文字处理中给予了不少帮助，在此表示衷心的感谢。

由于作者水平有限，而且编写工作太过匆忙，错误之处在所难免，希望读者发现后及时指正并告知作者。

编者

2003年8月18日

目 录

第 1 章 航空发动机的作用与发展	1
1.1 航空发动机的作用、效益和特点	1
1.1.1 在提高飞机性能方面的作用	1
1.1.2 在国防和国民经济中的作用	1
1.1.3 航空发动机研究和发展特点	2
1.2 世界航空发动机的技术发展分析	2
1.2.1 战斗机发动机的发展	2
1.2.2 运输机发动机的发展	5
1.2.3 直升机发动机的发展	9
1.2.4 无人驾驶航空器的动力	10
1.3 对高性能航空发动机发展的一点分析	11
1.3.1 推重比 10 一级发动机的循环参数	11
1.3.2 发动机设计参数对于提高发动机性能的分析	12
1.3.3 推重比 10 以上级发动机的设计方案分析	14
1.3.4 提高发动机性能的技术途径	16
1.4 目前已经采用的新技术简介	16
1.4.1 主要采用的新技术	16
1.4.2 已取得的成果	18
1.5 航空发动机的技术水平比较	18
1.5.1 TOA 的概念	18
1.5.2 美国的 TOA	19
1.5.3 我国的 TOA	19
第 2 章 先进航空发动机的技术体系	21
2.1 航空发动机的总体设计	22
2.2 航空发动机总体结构设计及强度、耐久性设计分析	23
2.3 风扇、压气机设计技术研究	24
2.4 高温升、高热容主燃烧室及加力燃烧室设计技术	25
2.5 高负荷、高效率涡轮部件设计技术	26
2.6 矢量推进及排气系统设计技术	27
2.7 燃油及发动机控制系统	28

2.8 发动机空气系统及热分析设计技术	29
2.9 机械传动及润滑系统设计技术	30
2.10 试验及测试技术研究	31
第 3 章 飞机 / 推进系统一体化设计	32
3.1 引言	32
3.2 飞行任务剖面	33
3.3 进气道 / 机体一体化技术	34
3.4 发动机 / 机体一体化技术	36
3.4.1 风扇压比和 T_4^* 对性能的影响	36
3.4.2 总增压比对性能的影响	38
3.5 喷管 / 机体一体化技术	39
3.6 飞机 / 推进系统控制一体化技术	40
3.7 发动机部件性能提高对飞行任务的影响	41
3.8 飞机 / 推进系统一体化性能匹配最优化简介	42
3.8.1 总体思路简介	42
3.8.2 约束可行域分析	42
3.8.3 正交 LATIN 方和最优化分析技术	45
第 4 章 压气机和风扇部件的新技术	50
4.1 基准发动机要求	50
4.2 压气机的设计选择	50
4.2.1 采用高载荷压气机设计方案的收益	50
4.2.2 性能与重量——转速的权衡	51
4.3 高载荷压气机设计技术	52
4.3.1 提高压气机单级增压比的基本方法	52
4.3.2 先进的全三维计算流体力学设计方法	53
4.4 金属基复合材料的应用	58
4.4.1 一种先进的 MMC 叶片	59
4.4.2 用复合材料加强压气机轮盘	61
4.5 压气机转子减重设计方法	62
4.5.1 叶盘一体化的设计思想	62
4.5.2 整体叶盘和无盘转子的重量收益	63
4.5.3 一种过渡性的减重设计——用螺栓连接取代榫槽连接	63

第 5 章 燃烧室设计新技术	65
5.1 多旋流器头部技术	65
5.1.1 几种新型燃烧室头部设计方案	65
5.1.2 试验结果分析	67
5.2 新型燃烧室结构设计	70
5.2.1 陶瓷基复合材料发汗式冷却火焰筒	70
5.2.2 碳化硅基复合材料火焰筒	71
5.2.3 富油—快速掺混—贫油燃烧室	71
5.2.4 瓦片式内壁燃烧室	72
5.3 复合材料和新型冷却技术的应用研究	72
5.3.1 柔性金属/陶瓷壁火焰筒——CMC 燃烧室	72
5.3.2 Lamilloy 多孔层板冷却火焰筒	73
5.4 燃烧相关的其他技术	74
5.4.1 新型喷嘴设计技术	74
5.4.2 新型整体三通道扩压器设计	74
5.4.3 旋涡式加力燃烧室	75
5.4.4 等离子点火器	75
第 6 章 先进高功率涡轮及转子技术	76
6.1 先进高功率涡轮的技术特点	76
6.2 现代计算流体力学(CFD)的应用	76
6.2.1 深入研究叶尖气流的复杂流动和换热过程	77
6.2.2 动态分析涡轮导向器与涡轮叶片的相互作用	77
6.2.3 计算叶片表面的 M 数分布	77
6.3 高效涡轮冷却技术	78
6.3.1 提高单位流量涡轮冷却空气的效率	78
6.3.2 提高涡轮叶片的冷却效率	78
6.4 粘接技术和涡轮叶片连接	80
6.4.1 技术分析	81
6.4.2 采用叶片粘接新技术减轻涡轮转子重量	81
6.4.3 叶片粘接技术简介	82
6.5 损伤容限设计技术	82
6.6 高性能涡轮部件的最新研究成果简介	82
6.6.1 用钛合金基复合材料制造低压涡轮轴	82

6.6.2 低惯量、双结构涡轮盘	83
6.6.3 碳化硅—碳复合材料涡轮导向器	84
6.6.4 整体式陶瓷材料 JTAGG 涡轮叶片	84
6.6.5 用碳基复合材料制造涡轮部件	84
6.6.6 用陶瓷基复合材料制造的涡轮间过渡段机匣	86
6.6.7 钼基和铌基合金材料的应用研究	86
第 7 章 矢量推进技术	87
7.1 早期的二元矢量喷管研究	87
7.1.1 二元喷管的特点	87
7.1.2 美国的研究计划	88
7.1.3 普·惠公司的二元收—扩喷管	88
7.2 二元矢量喷管的特性和控制	89
7.2.1 二元矢量喷管的结构特点	89
7.2.2 二元矢量喷管的控制机构	90
7.2.3 二元矢量喷管的控制系统	91
7.3 全方位矢量喷管技术	93
7.3.1 多方位矢量喷管	93
7.3.2 全方位矢量控制	93
7.4 轴对称矢量喷管	93
7.5 矢量喷管的最新技术研究	95
7.5.1 球面收敛调节片矢量喷管	95
7.5.2 射流控制的矢量喷管	95
第 8 章 新型封严技术	96
8.1 封严技术的作用	96
8.2 刷子封严技术	96
8.2.1 刷子封严的基本工作原理	97
8.2.2 刷子封严技术的应用	97
8.3 蜂窝技术的应用	98
第 9 章 未来先进控制技术的应用	99
9.1 引言	99
9.2 新技术在控制系统中的应用	101
9.2.1 光纤传感器技术	101

9.2.2 VHSIC/砷化镓技术	101
9.2.3 高温电子装置	102
9.2.4 具有 VHSIC 技术的并行处理计算机结构	102
9.2.5 复合材料	102
9.3 新的设计方案	103
9.3.1 用电力驱动代替机械驱动	103
9.3.2 高温作动系统	104
9.3.3 轻重量的燃油泵和计量部件	105
9.4 最新研究进展	107
9.4.1 一体化燃油泵	107
9.4.2 变排量燃油泵	107
9.4.3 综合流量控制器	107
9.4.4 先进的 FADEC 系统	107
9.4.5 灵巧传感器	109
第 10 章 脉冲爆震发动机简介	110
10.1 脉冲爆震发动机的特点	110
10.2 国内、外研究进展	110
10.2.1 国外的研究进展	110
10.2.2 国内的研究进展	111
10.3 脉冲爆震发动机的应用前景	112
10.4 脉冲爆震发动机的关键技术	112
10.5 脉冲爆震发动机的研究展望	113
附录 A 美国 IHPTET 计划简介	114
附录 B 美国 VAATE 计划简介	130
附录 C 极高效发动机技术(UDET)计划	135
参考文献	141

第 1 章 航空发动机的作用与发展

1.1 航空发动机的作用、效益和特点

1.1.1 在提高飞机性能方面的作用

自从研制成功喷气式战斗机以来，飞机推进系统（含燃油）的重量一般占飞机起飞总重（TOGW）的 40%~60%，并且多年来基本保持不变，但战斗机发动机的性能一直在提高，如：

（1）推重比从 2 提高到 8，目前已发展到 10，使飞机具有了超声速巡航能力，并进一步计划发展推重比 20 的喷气式发动机。

（2）燃油消耗率从开始的 1.1 kg/(daN·h)发展到 0.6 kg/(daN·h)，甚至更低，燃油消耗率的降低使飞机航程成倍增加。

（3）飞机推重比从 0.4 提高到目前的 1.2，使飞机机动性有了巨大的提高，并使飞机具有短距起降能力和过失速机动能力。

（4）飞机最大飞行马赫数从亚声速发展到跨声速（~1.2），到目前广泛使用的飞机一般都具有 M 数 2 以上的超声速飞行能力，研究中的高超声速飞机的 M 数已达到 4~6。

（5）旋转喷口和升力发动机技术成全了垂直起降飞机。

（6）矢量喷口技术使飞机具有了超机动能力。

（7）反推力装置则有效减小了机场跑道长度。

在过去的航空工业发展历史中，基本上可以说由于航空发动机技术的进步才为飞机的更新换代提供了动力基础。

1.1.2 在国防和国民经济中的作用

（1）美国国防部将飞机推进技术、战略计算、超大规模集成电路、先进战术战斗机和国家空天计划列为 5 大关键计划，并指出飞机推进技术是效益很高的技术，大量技术创新成果可应用于国民经济。

（2）航空发动机本身的销售额十分可观，占整个航空工业总产值的 20%~30%，甚至以上。我国远高于这个比例。

（3）航空发动机技术目前已大量用于其他项目，如：

- 燃机发电；
- 舰艇用动力；
- 坦克动力等。

1.1.3 航空发动机研究和发展特点

航空发动机作为知识和技术密集型产品，涉及气动、热力、燃烧、结构、强度、控制、机械、电子、材料、工艺等多种学科。主要特点为：

(1) 研制周期长。一般需要 10~20 年，比飞机的研制周期要长，因此航空发动机必须独立、领先研制。

(2) 费用高。目前新研发一种型号的高性能、大推力涡轮风扇发动机一般需要 10~20 亿美元。

(3) 难度高、风险大。目前能自主、独立研制航空发动机的国家有：美、俄、英、法，而能够独立研制飞机的国家则相对较多。我国到目前为止还没有完全自主地研制成功一种型号的高性能涡轮喷气式发动机。

1.2 世界航空发动机的技术发展分析

1.2.1 战斗机发动机的发展

战斗机发动机一直处于航空发动机技术发展的最前沿。就现役发动机而言，自 1973 年美国普·惠公司研制成功首台推重比 8 一级的 F100 发动机以来，相继有美国通用电气公司的 F404 和 F110、西欧三国联合研制的 RB199、法国的 M53 和前苏联的 ПД33 和 АЛ-31Ф 投入使用，它们已成为现役一线战斗机的主要动力装置。除法国的 M53 为单转子涡扇发动机且推重比只有 6.2 外，其余均为双转子或三转子涡扇发动机，推重比为 7.0~8.0。

随着航空发动机技术发展计划的持续实施，新的技术成果不断取得突破和进展，这些新技术既可用于改进使用中的航空发动机，又可构成全新研制的推重比 9~10 发动机的技术基础，并不断向更高的目标发展——研制推重比 20 一级的发动机。预计，推重比 15~20 一级的发动机将于 2015~2020 年期间研制成功，并将与第五代战斗机配套投入使用。

1.2.1.1 现役发动机的改进改型

为了满足未来空军多用途战斗机(MRF)和海军攻击机以及现役 F-15、F-16 和 F/A-18 战斗机进一步改型的需要，对 F100、F110 和 F404 发动机正在实施提高推力和推重比的改型工作。

F100 的改型为 F100-PW-229A，已验证的推力高达 16530daN，该发动机的推重比已达到 9.5。

F110 的改型为 F110-GE-129EFE，已验证的推力达 16210daN，其推重比也达到了 9.5。

F404 发动机在投入使用时即具有良好的可靠性和耐久性，在经过性能改进和扩大用途之后，近来又在实施大幅度改进性能的计划，即 F404 推力增大型(后重新编

号为 F414-GE-400)。F414 的推力为 9680~10700daN，推重比为 9.0~9.5。它的涡轮前温度将提高 56K，空气流量增加 10%，压气机和涡轮效率将提高 2%。

这些现役发动机改进改型所采用的主要新技术有：

- 风扇和压气机整体叶盘结构；
- 多斜孔冷却燃烧室；
- 高功量高温涡轮；
- 轴对称或二元矢量喷管；
- 带光纤控制部件的先进全权数字电子控制(FADEC)系统等。

其中，许多技术是从通用电气公司的 YF120 发动机和综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划中得来的。

表 1-1 列出了现役战斗机发动机和最新改型的主要参数和用途。

表 1-1 现役战斗机发动机和最新改型的主要参数

主要参数和用途	F100-229	F110-129	F414	RB199-MK105	A Л-31Ф	P33
最大推力(daN)	12890	12890	9780	7470	12258	8140
中间推力(daN)	7918	7562	6000		7620	4910
加力耗油率(kg/(daN·h))	2.0	2.02			2.0	2.0
中间耗油率(kg/(daN·h))	0.66	0.70	0.663		0.795	0.78
空气流量(kg/s)	112.4	118.0	74.7	73.1	112.0	76.0
总增压比	32	32		23.5	23.8	21.1
涡轮前温度(K)	1722	1728	1756*	1600	1665	1540
涵道比	0.4	0.76		0.97	0.6	0.48
推重比	7.9	7.28	9.1	7.78	7.14	7.87
主要用途	F-16C/D F-15E	F-16C/D	F/A-8E/F	狂风	苏-27	米格-29

*为估计值。

1.2.1.2 全新研制的推重比 9~10 一级发动机

从上世纪 80 年代中期起，发达国家开始为第四代战斗机研制新一代航空发动机，其中技术发展和验证以及系统要求的论证工作则开始得更早。

美国空军对第四代战斗机发动机的要求如下：

- (1) 具有超声速巡航能力，飞机能在不加力条件下以马赫数 1.5~1.6 持续飞行；
- (2) 为飞机提供短距起落和非常规机动能力；
- (3) 具有隐身能力，发动机的红外辐射和雷达散射信号要尽可能小；
- (4) 发动机加力推重比提高 20%；

(5) 零部件数量减少 40%~60%，可靠性提高 1 倍，耐久性提高 2 倍；

(6) 寿命期费用降低 25%~30%。

目前，第四代发动机已研制完成，其中普·惠公司的 F119 发动机已安装在 F-22 飞机上投入使用，通用电气公司的 F120 也已完成相关的台架考核试车。

这个档次的航空发动机主要有美国普·惠公司的 F119、通用电气公司的 F120、西欧四国联合研制的 EJ200、法国的 M88、俄罗斯的 AJI-41Φ 等高性能发动机的发展计划。其中，有些发展计划已变成了发动机型号，有些计划正在执行过程中，而有些由于缺乏资金，进度已经后拖。

表 1-2 列出了这些发动机的主要技术参数和用途。

表 1-2 第四代战斗机发动机的主要参数和用途

主要参数和用途	F119	EJ200	M88-III	AJI-41Φ
加力推力(daN)	15560	9060	7500	17500
不加力推力(daN)	9790	6000	5000	
加力耗油率(kg/daN·h)	2.40 ^①	1.73	1.8	
不加力耗油率(kg/daN·h)	0.62 ^②	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 ^③	1803	1850	1910 ^③
涵道比	0.2~0.3	0.4	0.3~0.5	
主要用途	F-22	EF2000	“阵风”	

^①据估算应为 2.0 以下；

^②据估算应为 0.884, 0.90；

^③计算值。

1.2.1.3 21 世纪的战斗机发动机

(1) 推重比 15~20 一级的战斗机发动机方案

根据正在实施中的以 IHPTET 计划为代表的预研工作进展情况，预计在 2015~2020 年将有可能实现推重比 15~20 一级的战斗机用涡扇发动机，这种常规的中等压比（总增压比 20~30）战斗机发动机的构型与目前使用中的 F100 等发动机相比，具有以下特点：

a. 风扇由 3 级减为 1 级，叶片带弯掠，且为空心结构。

b. 压气机由 9 级减为 3 级，转子为鼓筒式无盘结构，由金属基复合材料制成，与传统结构相比，可减轻重量达 70%。

c. 燃烧室火焰筒材料由耐热合金改为陶瓷基复合材料，运用三维粘性计算流体力学设计方法，将大大提高出口温度场的温度分布均匀度，并有可能实现变几何结

构和出口温度场的主动控制。

d.高、低压涡轮均为单级，且采用对转涡轮。在仍采用金属材料的条件下，整体叶盘结构可减重30%，最终涡轮前燃气温度将高达2200K以上，此时将采用陶瓷基复合材料或碳-碳材料。

e.加力燃烧室由于涡轮进口温度很高，即使以下限2200K计算，发动机单位推力也比F100高70%~80%，因而新发动机很可能不采用加力燃烧室。

f.尾喷管将采用固定结构的射流控制全方位矢量喷管。

正在研究中的还有一种带中间冷却的偏置核心机方案，它适用于总增压比为50~70的不带加力的超声速巡航战斗机的发动机。

(2) 超声速垂直起落战斗机动力装置

目前，世界上只有两种亚声速垂直起落战斗机在服役，一种是英国研制的“鹞”式战斗机，另一种是前苏联研制的雅克-38。前者装一台有四个旋转喷管的“飞马”涡扇发动机，风扇出口气流由前面两个喷管喷出，核心气流由后面两个喷管喷出。后者装一台推力为8000daN的AЛ-21不加力涡喷发动机，燃气通过可转向的喷管喷出，另有两台单位推力为3500daN的PЛ-36-35升力发动机提供升力。

自上世纪60年代以来，对于超声速垂直/短距起落战斗机动力装置的研究工作一直在进行之中，但规模较小。近年来，随着美、英两国政府发布联合攻击战斗机(JSF)概念验证的招标书，先进短距起飞/垂直着陆飞机集中到洛克希德·马丁公司的方案和波音公司的方案。

这两家公司都选用普·惠公司的F119-PW-100的改型为主推进发动机。

洛克希德·马丁公司方案是主发动机通过轴系驱动置于座舱后的对转升力风扇，风扇升力为8000daN，其喷管可向后60°，向前20°，向左和向右各8°偏转。主发动机喷管为轴对称转向喷管，用以提供附加升力。主发动机的风扇放气通过设置于机翼的操纵喷管，在低速时进行横滚操纵。

波音公司的方案是主发动机排气通过设在机身中部的两个可收放升力喷管产生升力。在向前飞行时这两个喷管收起并关闭，前面还有一个通压气机的排气喷管，产生射流屏作为配平控制和防止发动机排气进入进气道用。主推进发动机装二元俯仰推力矢量喷管，在侧向有两个偏航控制喷管。机翼两侧还设有横滚操纵喷管。通用电气公司的F120发动机被选为F119的替换发动机。如果进展顺利，预计JSF的批生产于2008~2010年开始。

1.2.2 运输机发动机的发展

推进技术的进展是过去40年中亚声速运输机性能改进的主要因素。涡轮风扇发动机由于不断提高涡轮进口温度、总增压比和涵道比，改进了风扇和短舱性能，降低了噪声和污染，改善了动力系统的可靠性，从而成为世界民用运输机最主要的动力形式，运输机发动机的主要性能指标——燃油消耗率已降低了60%。

1.2.2.1 现役和研制中的发动机

由于运输机发动机的推力量级要求很宽，下面将按 20000daN 以上，10000~20000daN 和 10000daN 以下三类分别说明现役和研制中的发动机。

(1) 20000daN 以上的发动机

自 20 世纪 70 年代初，第一代大涵道比涡扇发动机 JT9D、CF6 和 RB211 投入使用以来，开创了大型宽体喷气客机的新时代，其耗油率比第一代民用涡扇发动机降低了 20% 左右。其间，美国国家航空航天局 (NASA) 实施了发动机部件改进 (EC1) 和节能发动机 (EEE) 计划，目标分别是降低耗油率 5% 和 12%。在 80 年代初这些计划完成时，其成果用于发动机的改进改型和新型号研制，如普·惠公司研制的 PW4000 已经取代 JT9D。

90 年代初，为满足双发远程宽体客机波音 777 的需要，普·惠公司、罗·罗公司和通用电气公司开始研制推力超过 32000daN 的 PW4084、遛达 800 和 GE90，前两种为改型，GE90 为全新设计。这三种发动机于 1995 年先后装在波音 777 上投入使用。表 1-3 列出它们的主要参数，代表着正在使用的大涵道比涡扇发动机的最高水平。

表 1-3 几种型号大涵道比涡扇发动机的主要参数

主要参数	GE90-B4	PW4084	遛达 884
起飞推力 (daN)	38920	37310	38480
巡航耗油率 (kg/(daN·h))			0.567
总增压比	39.3	34.2	39.88
涡轮前温度 (K)	1703	1674	
涵道比	8.4	6.4	5.96

它们的主要技术特点有：

- a. 采用高的循环参数，即涵道比、总增压比和涡轮前温度都很高；
- b. 重量轻的宽弦无凸肩风扇叶片设计，其中 GE90 采用全复合材料；
- c. 高效的全三维叶轮机气动设计技术；
- d. 低污染的双环腔燃烧室；
- e. 带主动间隙控制的高、中、低压涡轮；
- f. 长寿命零件，如遛达发动机的冷端零件寿命达 40000~70000h，热端零件寿命达 20000~40000h。

(2) 10000~20000daN 的发动机

在 20 世纪 70 年代初期和中期，CFM 国际公司 (CFMI) 和国际航空发动机公司 (IAE) 为满足新一代 130~150 座级客机的需要，先后开始研制 CFM56 和 V2500 涡扇发动机，起始推力为 11000daN，并先后于 1979 年和 1988 年取得适航证。其后，通过不断改进改型，提高性能，扩大用途，推力提高到 15000daN 左右，可用于 150~

250座级的客机。此外，罗·罗公司和普·惠公司又分别研制了RB211-535和PW2000系列发动机，于1983年和1984年投入使用。它们的推力为16000~19000daN，主要用于波音757客机。

表1-4列出了以CFM56和V2500为代表性型别的主要参数。

最近，普·惠公司开始研制PW8000齿轮传动的涡扇发动机，推为11000~16000daN，涵道比达到11，耗油率降低9%，使用费用和维修费用可分别降低10%和30%，它将为21世纪初的120~180座级飞机提供动力。

表1-4 CFM56和V2500等主要型号涡扇发动机的主要参数

主要参数	CFM56-3B-2	CFM56-5C2	V2500A5	V2500A5
起飞推力(daN)	9798	13895	11130	12470
巡航耗油率(kg/(daN·h))	0.666	0.607	0.585	0.585
总增压比	23.9	37.4	27.7	30.4
涡轮前温度(K)	1591	1635	1700	1700
涵道比	4.90	6.6	4.8	4.7

(3) 10000daN以下的发动机

这里主要介绍用于新一代100~130座级干线客机的动力装置。目前，宝马/罗·罗公司、CFM国际公司和普·惠公司正在研制6000~10000daN推力的BR715、CFM56-9和PW6000等大涵道比涡扇发动机，其主要参数见表1-5。

表1-5 新研制的100座级飞机动力装置主要参数

主要参数	BR715	PW6000	CFM56-9
起飞推力(daN)	8230~9560	6670~10680	8010~10230
巡航耗油率(kg/(daN·h))	0.643	0.643	0.653
涵道比	4.6	4.9	5.0
总增压比	33.4	28.7	23.1
涡轮前温度(K)	1652	1560	1524
空气流量(kg/s)	280	284	287
重量(kg)	1901	2245	1930

1.2.2.2 21世纪运输机的发动机

(1) 亚声速运输机发动机

21世纪亚声速运输机发动机将向两个方向发展：一是采用超大涵道比循环，旨在提高推进效率；二是采用高循环参数核心机，旨在提高热效率。

表1-6所示为运输机发动机循环参数的发展趋势，预计与90年代中期的发动机相比，到2005年投入使用的发动机将使油耗降低15%~20%，飞机直接使用成本(DOC)降低8%~10%，而到2015年投入使用的发动机将使油耗降低30%，飞机直接使用成本降低12%~15%。

表 1-6 运输机发动机循环参数发展趋势

参 数	70~80 年代	90 年代	21 世纪
涵道比	4~5	6~9	10~25
风扇压比	1.7	1.5~1.6	1.3~1.4
总增压比	25~30	38~45	50~100
涡轮前温度(K)	1500~1570	1570~1640	1920~2030

鉴于总增压比高达 50~100, NASA 正在研究一种偏置核心机方案, 以解决常规轴流压气机出口级叶片过短引起的问题, 其基本概念与前述 21 世纪战斗机发动机的偏置核心机方案类似, 但无中间冷却。

(2) 超声速和高超声速运输机发动机

预计近期的第二代超声速运输机将于 2005~2008 年投入使用。这将是 M 数为 2.0~2.5 的 200~300 座级的飞机。在研究中的动力方案有涡轮旁路发动机、混合流加力涡扇发动机、变循环发动机以及混合流和变循环发动机。其循环参数为总压比 20~25, 起飞时涡轮前温度 1870~1920K。推进系统面临的主要难题是价格、油耗、噪声和污染物排放等。

远期高超声速运输机的推进系统也正在研究之中。由日本政府主持, 三家日本发动机公司、世界上四家最大发动机公司和四家日本国立实验室参加的高超声速运输机推进系统研究 (HYPR) 计划已于 1989 年开始, 为 M 数达到 5.0 的高超声速飞机研究推进技术。这是一种涡轮-冲压组合发动机, 前者工作到 $M=3.0$, 后者在 $M=2.5\sim 5.0$ 的范围内工作。

HYPR 计划的目标列于表 1-7。

表 1-7 HYPR 计划的目标

名 称	目 标
组合循环发动机	M 数: 0~5 噪声水平: ICAO 第 III 阶段标准 污染水平: 对臭氧层无重大影响
涡轮发动机	M 数: 0~3 涡轮前温度(K): 1973 耗油率(kg/(daN·h)): 1.55($M=3$)
冲压发动机	M 数: 2.5~5 涡轮前温度(K): 2173 耗油率(kg/(daN·h)): 2.05($M=3$)

推力为 4450daN 的涡扇验证机已于 1996 年 12 月在通用电气公司的高空台上进行了试验, 试验 M 数达到 2.5。

研究中的另一种高超声速推进系统是超声速通流涡扇发动机, 这种在风扇和压气机中气流轴向速度均为超声速的涡扇发动机, 可使涡轮发动机的飞行速度上限从 $M=3.0$ 提高到 $M=5.0$ 。目前, 增压比为 2.45 的超声速通流风扇已经进行了试验, 但

要付诸实用还有许多工作要做。

1.2.3 直升机发动机的发展

在 20 世纪 50 年代初，直升机发动机开始涡轴化。

1953 年投入使用的莱康明公司的 T53 是世界上第一种生产型涡轴发动机。在此后的 50 年中，涡轴发动机不断改进创新、更新换代，到现在为止已有三代发动机投入了使用，第四代正在研制之中。一般地说，70 年代到 80 年代初发展的为第三代，在 90 年代末或 21 世纪初投入使用的属第四代。

1.2.3.1 现役涡轴发动机

第三代涡轴发动机是 20 世纪 70 年代末或 80 年代初投入使用的，现在处于生产和使用的高峰，在结构和性能上代表了当前的先进水平。与第二代发动机相比，大大提高了循环参数，在大功率发动机上开始采用气冷涡轮叶片，通过单元体设计实现了视情维修，并从机械液压控制过渡到全权数字电子控制，降低了寿命期费用。有代表性的第三代涡轴发动机的主要参数见表 1-8。

表 1-8 第三代和第四代涡轴发动机性能和设计参数

代别	国别	型号	起飞功率 (kW)	起飞耗油率 (kg/(kW·h))	总增压比	涡轮前温度 (K)	功重比 (kW/daN)	装备飞机
第三代	美	T700-GE-700	1210	0.286	17.1	1533	6.22	“黑鹰” “海豚” “超黄蜂”
		阿赫耶 1A2	500	0.358	8.0	1273	4.6	
		马基拉 1A	1239	0.303	10.4	1477	5.3	
第三代	法	TM319	335	0.344	8.1	1303	3.83	“松鼠” “山猫”
		“宝石”-41	736	0.298	12.0	1262	5.17	
第三代	英	RTM322-1	1566	0.267	15.0	1600	6.65	WG30
第四代	美	T800	883	0.280	14.0	1423	7.1	RAH-66
	西欧	MTR390	956	0.273	13.0		5.76	“虎”

1.2.3.2 研制中的涡轴发动机

第四代涡轴发动机主要有美国的 T800，目前发动机已通过定型，正在 RAH-66 和“虎”直升机上进行飞行试验，预计不久可投入使用。这一代发动机的技术特点是：

(1) 采用整体式粒子分离器，提高军用动力的防砂能力。

(2) 压气机均为双级离心式，转子稳定性好，零件数量少，便于维修，耐腐蚀，抗外来物损伤能力强。

(3) 采用回流环形燃烧室和气动雾化喷嘴。

(4) 首次在功率小于 100kW 的发动机上采用冷气涡轮静子和转子叶片，使涡