国防科工委“十五”规划教材. 动力机械及工程热物理

航空发动机原理

廉筱纯　吴　虎　编著

西北工業大學出版社
北京航空航天大学出版社　北京理工大学出版社
哈尔滨工业大学出版社　哈尔滨工程大学出版社

内容简介

本书共10章，前8章主要对航空燃气涡轮发动机进行了介绍，包括涡轮喷气、涡轮风扇、涡轮螺桨和涡轮轴等类型发动机的热力循环、推力和推进效率以及设计点热力计算、各部件的共同工作和发动机的控制规律和特性等内容。第9章介绍了航空燃气涡轮发动机风扇压气机的气动不稳定工作状态，以及进气畸变对发动机性能和稳定性的影响。第10章介绍了超燃冲压发动机，包括进气道、燃烧室、尾喷管以及发动机总体性能和推进系统的安装性能。

本书适合作飞行器动力工程专业本科生和研究生的教材，亦可供有关专业技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机原理/廉筱纯，吴虎编著. —西安：西北工业大学出版社，2005.6
国防科工委"十五"规划教材．动力机械及工程热物理
ISBN 7-5612-1884-2

Ⅰ.航… Ⅱ.①廉… ②吴… Ⅲ.航空发动机—高等学校—教材 Ⅳ.V23

中国版本图书馆CIP数据核字(2005)第016057号

航空发动机原理

廉筱纯 吴 虎 编著
责任编辑 刘 晖 李 杰
责任校对 季苏平
西北工业大学出版社出版发行
西安市友谊西路127号(710072)
发行部电话：029-88493844 88491757
http://www.nwpup.com
陕西向阳印务有限公司印制 各地书店经销
开本：787 mm×960 mm 1/16
印张：29.875 字数：636千字
2005年6月第1版 2005年6月第1次印刷
印数：1～2 000册
ISBN 7-5612-1884-2 定价：40.00元

国防科工委“十五”规划教材编委会

（按姓氏笔画排序）

主　任：张华祝
副主任：王泽山　陈懋章　屠森林
编　委：王　祁　王文生　王泽山　田　莳　史仪凯
乔少杰　仲顺安　张华祝　张近乐　张耀春
杨志宏　肖锦清　苏秀华　辛玖林　陈光禹
陈国平　陈懋章　庞思勤　武博祎　金鸿章
贺安之　夏人伟　徐德民　聂　宏　贾宝山
郭黎利　屠森林　崔锐捷　黄文良　葛小春

此为试读，需要完整PDF请访问：www.ertongbook.com

总　序

国防科技工业是国家战略性产业，是国防现代化的重要工业和技术基础，也是国民经济发展和科学技术现代化的重要推动力量。半个多世纪以来，在党中央、国务院的正确领导和亲切关怀下，国防科技工业广大干部职工在知识的传承、科技的攀登与时代的洗礼中，取得了举世瞩目的辉煌成就。研制、生产了大量武器装备，满足了我军由单一陆军，发展成为包括空军、海军、第二炮兵和其他技术兵种在内的合成军队的需要，特别是在尖端技术方面，成功地掌握了原子弹、氢弹、洲际导弹、人造卫星和核潜艇技术，使我军拥有了一批克敌制胜的高技术武器装备，使我国成为世界上少数几个独立掌握核技术和外层空间技术的国家之一。国防科技工业沿着独立自主、自力更生的发展道路，建立了专业门类基本齐全，科研、试验、生产手段基本配套的国防科技工业体系，奠定了进行国防现代化建设最重要的物质基础；掌握了大量新技术、新工艺，研制了许多新设备、新材料，以“两弹一星”、“神舟”号载人航天为代表的国防尖端技术，大大提高了国家的科技水平和竞争力，使中国在世界高科技领域占有了一席之地。党的十一届三中全会以来，伴随着改革开放的伟大实践，国防科技工业适时地实行战略转移，大量军工技术转向民用，为发展国民经济做出了重要贡献。

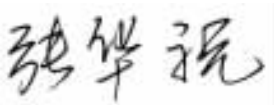
国防科技工业是知识密集型产业，国防科技工业发展中的一切问题归根到底都是人才问题。50 多年来，国防科技工业培养和造就了一支以“两弹一星”元勋为代表的优秀的科技人才队伍，他们具有强烈的爱国主义思想和艰苦奋斗、无私奉献的精神，勇挑重担，敢于攻关，为攀登国防科技高峰进行了创造性劳动，成为推动我国科技进步的重要力量。面向新世纪的机遇与挑战，高等院校在培养国防科技人才，生产和传播国防科技

新知识、新思想，攻克国防基础科研和高技术研究难题当中，具有不可替代的作用。国防科工委高度重视，积极探索，锐意改革，大力推进国防科技教育特别是高等教育事业的发展。

高等院校国防特色专业教材及专著是国防科技人才培养当中重要的知识载体和教学工具，但受种种客观因素的影响，现有的教材与专著整体上已落后于当今国防科技的发展水平，不适应国防现代化的形势要求，对国防科技高层次人才的培养造成了相当不利的影响。为尽快改变这种状况，建立起质量上乘、品种齐全、特点突出、适应当代国防科技发展的国防特色专业教材体系，国防科工委全额资助编写、出版 200 种国防特色专业重点教材和专著。为保证教材及专著的质量，在广泛动员全国相关专业领域的专家学者竞投编著工作的基础上，以陈懋章、王泽山、陈一坚院士为代表的 100 多位专家、学者，对经各单位精选的近 550 种教材和专著进行了严格的评审，评选出近 200 种教材和学术专著，覆盖航空宇航科学与技术、控制科学与工程、仪器科学与工程、信息与通信技术、电子科学与技术、力学、材料科学与工程、机械工程、电气工程、兵器科学与技术、船舶与海洋工程、动力机械及工程热物理、光学工程、化学工程与技术、核科学与技术等学科领域。一批长期从事国防特色学科教学和科研工作的两院院士、资深专家和一线教师成为编著者，他们分别来自清华大学、北京航空航天大学、北京理工大学、华北工学院、沈阳航空工业学院、哈尔滨工业大学、哈尔滨工程大学、上海交通大学、南京航空航天大学、南京理工大学、苏州大学、华东船舶工业学院、东华理工学院、电子科技大学、西南交通大学、西北工业大学、西安交通大学等，具有较为广泛的代表性。在全面振兴国防科技工业的伟大事业中，国防特色专业重点教材和专著的出版，将为国防科技创新人才的培养起到积极的促进作用。

党的十六大提出，进入 21 世纪，我国进入了全面建设小康社会、加快推进社会主义现代化的新的发展阶段。全面建设小康社会的宏伟目标，对国防科技工业发展提出了新的更高的要求。推动经济与社会发展，提

升国防实力，需要造就宏大的人才队伍，而教育是奠基的柱石。全面振兴国防科技工业必须始终把发展作为第一要务，落实科教兴国和人才强国战略，推动国防科技工业走新型工业化道路，加快国防科技工业科技创新步伐。国防科技工业为有志青年展示才华，实现志向，提供了缤纷的舞台，希望广大青年学子刻苦学习科学文化知识，树立正确的世界观、人生观、价值观，努力担当起振兴国防科技工业、振兴中华的历史重任，创造出无愧于祖国和人民的业绩。祖国的未来无限美好，国防科技工业的明天将再创辉煌。



前　言

《航空发动机原理》一书根据飞行器动力工程专业的航空发动机原理教学大纲编写而成。

本书以国内外综合高性能航空发动机的最新技术为着眼点，系统而重点地阐述了涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺桨发动机和超燃冲压发动机的工作原理、参数选择、性能计算以及航空燃气涡轮发动机压缩系统的气动稳定性等内容。

在本教材的编写过程中，继承了建国以来我国编写和使用的多种相关教材和讲义的经典内容，并参阅了代表本学科最新发展动态的国内外著作、文献和研究成果，以保证本教材的先进性。

本书在内容的安排和叙述上，力图做到由浅入深，循序渐进，逻辑严密，推导论证细致，语言流畅易懂、精练准确，在充分讲清基本概念的基础上，符合认识规律，便于自学。

本书共 10 章，其中第 1 章、第 4 章、第 5 章、第 6 章、第 7 章由吴虎教授编写，其余各章由廉筱纯教授编写，各章中的许多图表由沈韶瀛工程师绘制。

由于编著者水平有限，书中的错误和不妥之处在所难免，恳请读者批评指正。

编著者

2005 年 5 月

此为试读，需要完整PDF请访问：www.ertongbook.com

目　　录

第 1 章　航空燃气涡轮发动机主要类型及其性能指标

1.1　航空燃气涡轮发动机的主要类型 …… 1
1.2　航空燃气涡轮发动机性能指标 …… 8
1.3　航空燃气涡轮发动机的推力 …… 13
1.4　分别排气涡扇发动机的推力 …… 19
1.5　涡轮螺桨发动机的推力 …… 20
1.6　航空燃气涡轮发动机的能量转化和效率 …… 21
1.7　小结 …… 25
习　题 …… 26

第 2 章　航空燃气涡轮发动机的进气道

2.1　进气道的主要特性参数 …… 27
2.2　亚声速进气道 …… 29
2.3　超声速进气道的类型和主要特点 …… 37
2.4　超声速外压式进气道的阻力 …… 49
2.5　超声速外压式进气道不稳定工作状态——喘振和痒振 …… 52
2.6　不可调超声速外压式进气道的节流特性 …… 56
2.7　几何不可调超声速外压式进气道与发动机的共同工作 …… 59
2.8　超声速外压式进气道的调节 …… 63
2.9　进气道的调节实例 …… 68
2.10　进气道在飞机上的布局和攻角对总压恢复系数的影响 …… 69
2.11　几种特殊形式的进气道 …… 72
2.12　小结 …… 76
习　题 …… 77

第 3 章　航空燃气涡轮发动机的尾喷管

3.1　收敛尾喷管 …… 80
3.2　影响收敛尾喷管流量系数和推力系数的因素 …… 83
3.3　轴对称收敛-扩张尾喷管 …… 84
3.4　引射尾喷管 …… 91
3.5　轴对称塞式尾喷管 …… 100
3.6　非轴对称尾喷管及二元尾喷管 …… 102
3.7　尾喷管的尾部阻力概念 …… 105

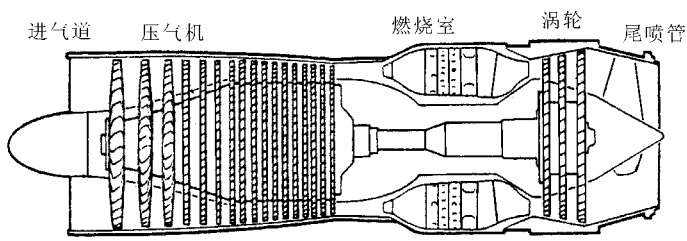
3.8 推力矢量尾喷管 …… 107
3.9 小结 …… 118
习 题 …… 120
第 4 章 航空燃气涡轮发动机的热力循环分析
4.1 理想循环 …… 122
4.2 加力式涡喷发动机的理想循环 …… 130
4.3 燃气涡轮发动机的实际循环 …… 131
4.4 涡扇发动机内、外涵间循环功的最佳分配 …… 134
4.5 航空燃气涡轮发动机的变循环及组合循环概念 …… 139
4.6 小结 …… 145
习 题 …… 145
第 5 章 航空燃气涡轮发动机设计点气动热力计算与分析
5.1 设计点气动热力计算的目的 …… 147
5.2 等熵绝热过程的计算方法 …… 148
5.3 燃烧室油气比的计算方法 …… 150
5.4 燃气涡轮发动机设计点气动热力计算 …… 152
5.5 航空燃气涡轮发动机设计参数选择 …… 165
5.6 涡扇发动机设计参数的选择 …… 170
5.7 涡轮螺桨发动机设计参数的选择 …… 175
5.8 涡轮螺桨发动机设计点气动热力计算及其结果分析 …… 176
5.9 小结 …… 181
习 题 …… 182
第 6 章 航空燃气涡轮发动机部件的共同工作和调节规律
6.1 几何不可调单轴燃气涡轮发动机的共同工作 …… 183
6.2 单轴燃气涡轮发动机的调节规律 …… 195
6.3 双轴燃气涡轮发动机部件的共同工作 …… 205
6.4 双轴燃气涡轮发动机最大状态的调节规律 …… 209
6.5 分别排气涡扇发动机部件的共同工作 …… 213
6.6 混合排气涡扇发动机部件的共同工作 …… 221
6.7 涡轮螺桨和涡轮轴发动机的调节规律以及部件的共同工作 …… 231
6.8 小结 …… 237
习 题 …… 238
第 7 章 航空燃气涡轮发动机特性
7.1 航空燃气涡轮发动机特性的一般概念 …… 241
7.2 航空燃气涡轮发动机特性获取方法 …… 241
7.3 发动机特性的通用计算方法 …… 243
7.4 发动机特性的近似计算方法 …… 255

7.5 燃气涡扇发动机速度特性与高度特性分析 …… 258
7.6 航空燃气涡轮发动机的节流特性 …… 274
7.7 涡轮螺桨发动机的速度特性和高度特性 …… 279
7.8 用相似理论换算发动机的特性 …… 285
7.9 小结 …… 296
习 题 …… 297
第 8 章 航空燃气涡轮发动机的过渡工作状态
8.1 单轴燃气涡轮发动机的加速过程 …… 300
8.2 单轴燃气涡轮发动机的减速过程 …… 310
8.3 双轴燃气涡轮发动机的加、减速过程的特点 …… 311
8.4 涡轮螺桨发动机的加、减速过程的特点 …… 314
8.5 燃气涡轮发动机的起动过程 …… 315
8.6 发动机过渡态的数值模拟 …… 325
8.7 小结 …… 342
习 题 …… 345
第 9 章 航空燃气涡轮发动机压缩系统的气动稳定性
9.1 风扇和压气机的不稳定工作状态 …… 346
9.2 稳定性裕度 …… 348
9.3 进气总压畸变对发动机气动稳定性的影响 …… 351
9.4 进气总温畸变对发动机稳定性的影响 …… 367
9.5 进口总温总压组合畸变对发动机气动稳定性的影响 …… 373
9.6 相容性评估简介 …… 375
9.7 进气畸变对压气机稳定性影响的分析技术 …… 377
9.8 小结 …… 383
习 题 …… 387
第 10 章 超声速燃烧冲压发动机
10.1 冲压发动机的主要类型 …… 389
10.2 超燃冲压发动机实际循环 …… 391
10.3 超燃冲压发动机的推力和主要性能参数 …… 400
10.4 超燃冲压发动机气动热力计算 …… 401
10.5 超燃冲压发动机的进气道 …… 406
10.6 超燃冲压发动机的燃烧室 …… 416
10.7 超燃冲压发动机的尾喷管 …… 445
10.8 超燃冲压推进系统的特性 …… 457
10.9 小结 …… 461
习 题 …… 464
参考文献 …… 468

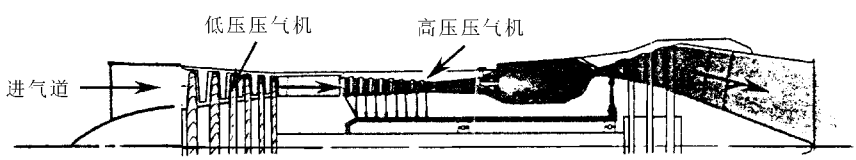
第 1 章　航空燃气涡轮发动机主要类型及其性能指标

1.1　航空燃气涡轮发动机的主要类型

自 1939 年 9 月 27 日装有燃气涡轮喷气发动机(简称燃气涡轮发动机)的飞机在德国首次试飞成功以来,航空燃气涡轮发动机有了飞速发展。与活塞式发动机相比,燃气涡轮发动机在结构上非常简单,它只是将转动的压气机和涡轮连接在同一根轴上,两者之间装有热源(燃烧室),空气连续不断地被吸入压气机,并在其中压缩增压后,进入燃烧室中喷油燃烧成为高温高压燃气,再进入涡轮中膨胀做功。显然,燃烧的膨胀功必然大于空气在压气机中被压缩所需要的压缩功,使得有部分富余功可以被利用。可见,燃气涡轮发动机的膨胀功可以分为两部分:一部分膨胀功通过传动轴传给压气机,用以压缩吸入燃气涡轮发动机的空气;另一部分膨胀功则对外输出,作为飞机、舰船、车辆或发电机等的动力装置。如图 1-1 所示即为典型的航空燃气涡轮发动机结构简图。



(a)



(b)

图 1-1　典型的航空燃气涡轮发动机结构简图

此为试读,需要完整PDF请访问: www.ertongbook.com

燃气涡轮发动机与活塞式发动机不同之处在于：活塞式发动机工作时，空气是间断地进入汽缸的，气体的压缩、燃烧和膨胀过程发生在同一汽缸中；而燃气涡轮发动机工作时，空气是连续不断地被吸入，气体的压缩、燃烧和膨胀过程分别在压气机、燃烧室、涡轮或尾喷管等不同部件中进行。活塞式发动机靠大尺寸的螺旋桨推动飞机前进。随着飞行速度增加，特别是接近声速时，飞机的阻力急剧增大，要求大幅度地增大发动机的功率，活塞式发动机功率的增加，主要依靠加大汽缸尺寸和数目，这样就加大了发动机的重量和尺寸。此外，在飞机飞行速度达到 800 ～ 850 km/h 时，螺旋桨的效率开始明显下降，使其产生的推力下降，无法满足进一步提高飞行速度的要求。这正是活塞式发动机不能突破“音障”的原因。与之相比，燃气涡轮发动机的重量显著减少，并且取消了螺旋桨，在很大的飞行速度范围内，燃气涡轮发动机的推力是随着飞行速度的增加而增加的。这样使飞机的飞行速度不但突破了“音障”，而且已超过声速 3 倍以上。

燃气发生器出口的高温高压燃气在尾喷管中膨胀加速，向后方高速喷射，产生反作用推力。在相同的燃气发生器条件下，可将燃气涡轮发动机燃气发生器出口的部分或大部分可用功，通过动力涡轮转变为轴功。轴功驱动螺旋桨的发动机就成为涡轮螺旋桨发动机，可简称为涡轮螺桨发动机；轴功驱动外涵压气机（常称为风扇）的发动机就成为涡轮风扇发动机，可简称为涡扇发动机。其结构简图分别如图 1－2(a)，(b) 所示。

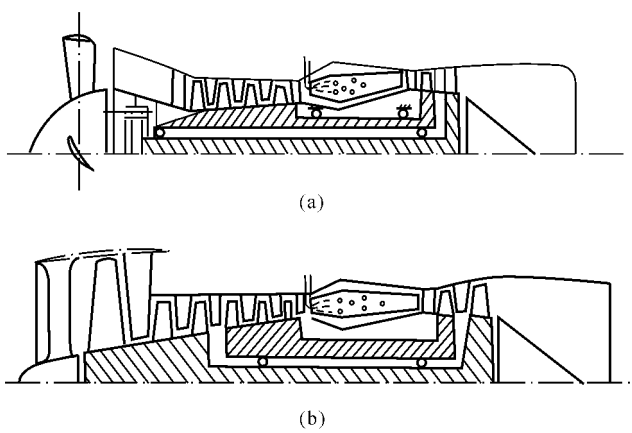


图 1－2　涡轮螺桨发动机和涡扇发动机

为了满足超声速飞行的需要，希望尽可能加大涡轮前总温 T_{t4}，采用高强度、重量轻的材料和高效率部件，以保证在同样推力的条件下减小发动机的尺寸和重量。但是受涡轮叶片材料的限制，目前航空燃气涡轮发动机的涡轮前总温 T_{t4}，还是低于燃烧室中燃料和空气按理论比例混合时完全燃烧时的燃气总温。图 1－3 表示出了航空燃气涡轮发动机涡轮前总温随航空科学技术发展的变化趋势。涡轮出口的燃气含有相当量的氧气，在涡轮出口，进一步向燃气流中喷油燃烧，可进一步提高发动机的推力。复燃加力的航空燃气涡轮发动机简称为加力式燃气涡喷发动机（可简称为涡喷发动机），如图 1－4 所示。

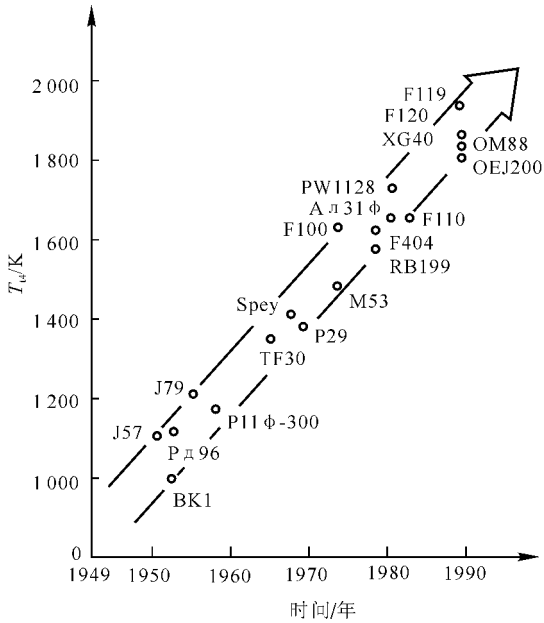
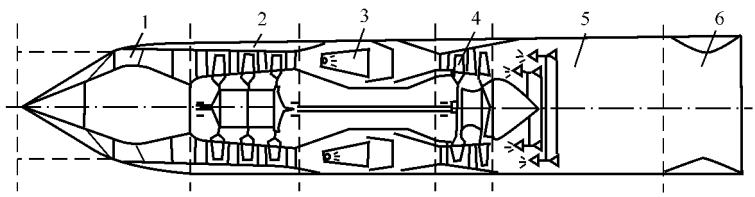
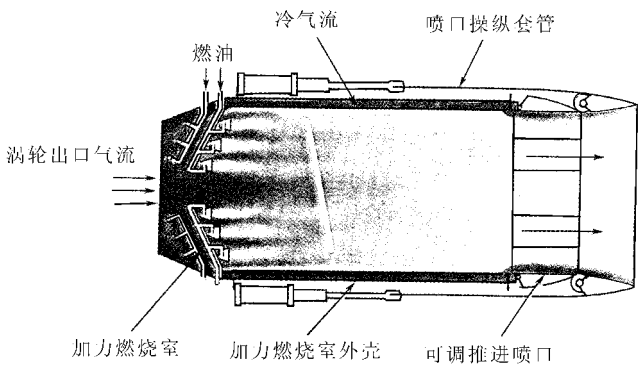


图　1－3　航空燃气涡轮发动机涡轮前总温 T_{t4} 的发展变化趋势



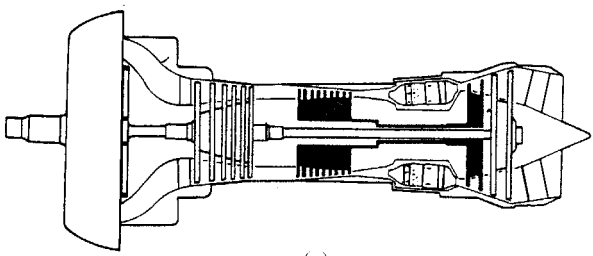
(a)



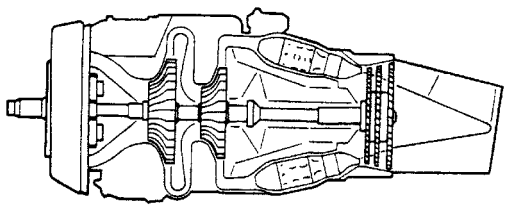
(b)

图 1－4　加力式燃气涡喷发动机

在较低的飞行速度下，燃气涡轮发动机的推进效率低，这是因为它的排气速度大。而作为推进器的螺旋桨在低速飞行时具有很高的推进效率。涡轮螺桨发动机综合了涡喷发动机和螺旋桨的优点。图 1－5 所示为燃气涡轮螺桨发动机的结构简图。



(a)



(b)

图 1－5　涡轮螺桨发动机结构简图

(a) 双轴轴流式涡轮螺桨发动机；(b) 单面进气双级离心式涡轮螺桨发动机

在这种发动机中，涡轮后的燃气总压接近外界大气的压力，燃气发生器后的涡轮用来带动螺旋桨。飞机前进的推力（或拉力）主要由螺旋桨产生，喷气产生的推力只占很小的部分。当飞行速度低于 800 km/h 时，燃气涡喷发动机的推进效率低于涡轮螺桨发动机的推进效率，如图 1－6 所示。

如果燃气发生器后的燃气可用能量几乎全部用于驱动动力涡轮，则燃气涡轮发动机就变成了涡轮轴发动机。动力涡轮轴上的输出功率可以用来带动直升机的旋翼或地面车辆、发电机、舰船等，如图 1－7 所示。

改善涡喷发动机推进效率较为有效的方法是将通过发动机的空气分成两路。第一路通过内涵道的压气机和涡轮，第二路通过由燃气发生器后的动力涡轮带动的风扇，这种发动机称之为涡扇发动机。图 1－8 所示即为几种高涵道比的涡扇发动机。

可以把这种发动机视为涡轮螺桨发动机的变形，即把螺旋桨的尺寸缩小、桨叶数目增多并置于外涵道之中，以提高亚声速飞行条件下螺旋桨的效率。

将流过第二路的空气质量流量和流过第一路的空气质量流量之比称为涵道比（用 B 表示）。两股气流可以分别排出或混合排出。

由于第一路的气流在燃气发生器后的涡轮中继续膨胀以带动风扇，燃气的温度和压力降低，使第一路气流的排气速度减小，推力减小；但是，由于燃气发生器的一部分能量通过涡轮传给风扇，使第二路气流的压力升高，然后在外涵尾喷管中膨胀，也产生推力，因此，这种发动机是内涵的循环功转成两个涵道内全部空气的动能，所以气流流出发动机时的平均速度降低了，从而减少了排气带走的动能损失。在低速飞行条件下，这种发动机具有较高的推进效率。涵道比越大，其推进效率也越高（见图 1－6）。高涵道比的涡扇发动机迎面尺寸太大，不适合于超声速飞行。

如图1－9所示是低涵道比混合排气的涡扇发动机，其特点是涵道比小（$B \leqslant 1.0$），内、外涵气流在涡轮后混合，然后统一由尾喷管排出。

如图 1－10 所示为一个典型的低涵道比混合加力涡扇发动机（EJ200），其设计涵道比大约为 0.4；图 1－11 所示为另一种类似的低涵道比混合加力涡扇发动机，设计涵道比大约为 0.6。现代高性能战斗机都采用低涵道比混合加力涡扇发动机，其涵道比大约在0.1 ～ 0.6 之间。

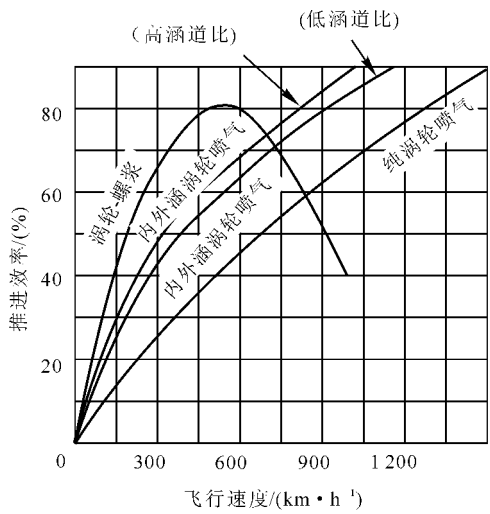


图 1－6　燃气涡轮发动机推进效率随飞行速度的变化关系

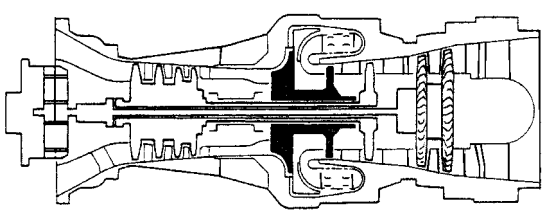
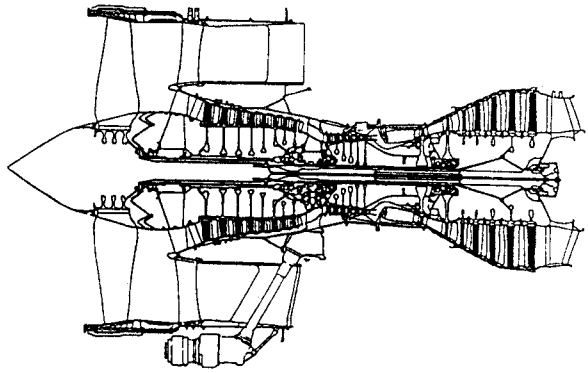
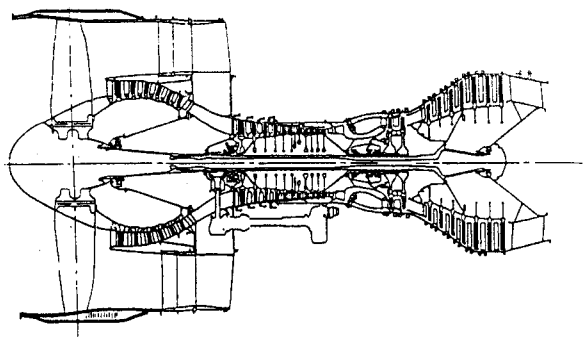


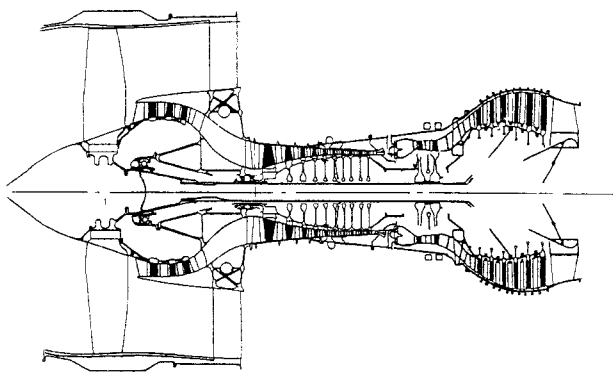
图 1－7　涡轮轴发动机结构简图



(a)



(b)



(c)

图 1-8　高涵道比的涡扇发动机

(a) **罗·罗公司** Trent 884 **发动机**；(b) **普·惠公司** 4084 **发动机**；

(c) **通用电气公司** CE90 **发动机**

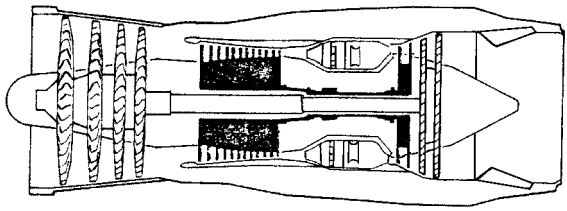


图 1－9 低涵道比混合排气的涡扇发动机

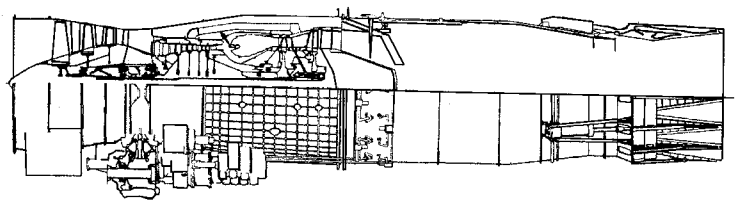


图 1－10 EJ200 涡扇发动机

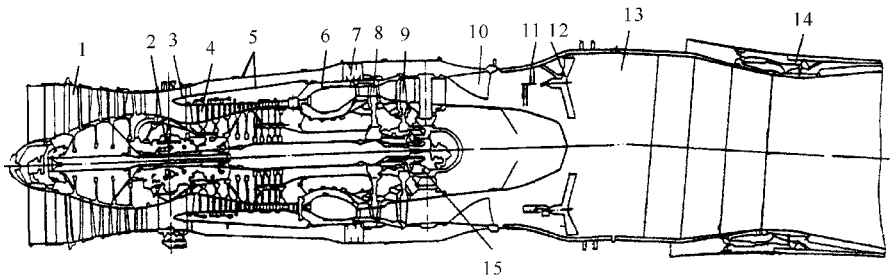


图 1－11 某现役歼击机用的低涵道比混合加力涡扇发动机

1— 低压压气机；2— 中央锥形传动装置；3— 中介机匣；4— 高压压气机；5— 外涵道；6— 主燃烧室；7— 空气热交换器；8— 高压涡轮；9— 低压涡轮；10— 混合器；11— 加力燃烧输油圈；12— 加力燃烧室稳定器；13— 加力燃烧室；14— 尾喷管调节机构；15— 涡轮轴承座

近年来，一种新型的民机动力 —— 桨扇发动机 —— 已经问世，如图 1－12 所示，可以说，它是采用先进技术的涡轮螺桨发动机。如图 1－13 所示为一种具有外涵道的桨扇发动机，可以视为超高涵道比的涡扇发动机（涵道比 B 为 15 ～ 20 量级）。普通螺旋桨一般由 3 或 4 片直叶片组成，而桨扇则由 8 ～ 10 片后叶片组成，该叶片还具有叶型薄、最大厚度位置后移等特点。这些特点克服了一般螺旋桨在飞行马赫数达到 0.65 后效率就急剧下降的缺点，而使推进效率较高的优越性保持到飞行马赫数在 0.8 左右（见图 1－6）。

与水平相当的高涵道比涡扇发动机相比，桨扇发动机更适用于巡航马赫数为 0.7 ～ 0.8 的短途运输机。

此为试读，需要完整PDF请访问：www.ertongbook.com