

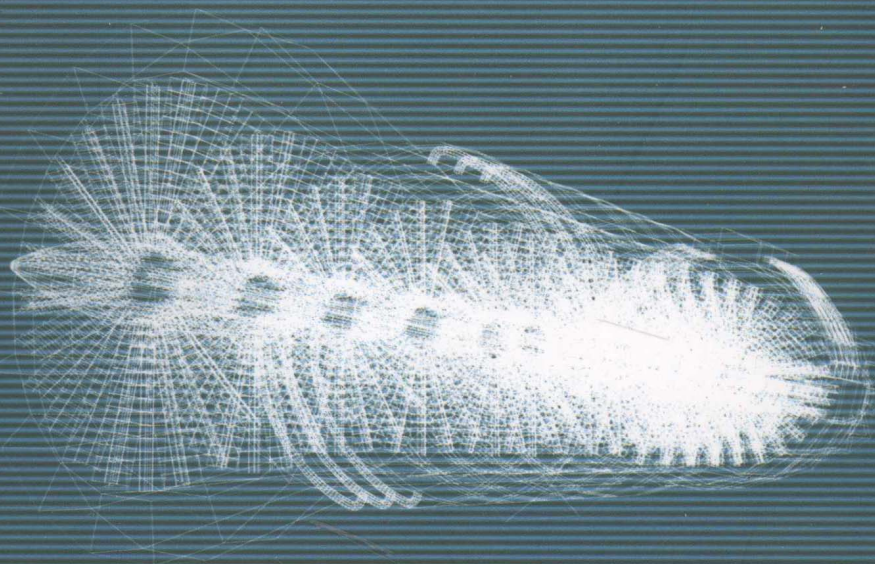
动力机械及工程热物理



国防科工委「十五」  
规划教材

# 航空发动机原理

● 廉筱纯 吴虎 编著



西北工业大学出版社

北京航空航天大学出版社

哈尔滨工业大学出版社

北京理工大学出版社

哈尔滨工程大学出版社



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



**西北工业大学出版社**

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 蔚 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 陈光禡  
陈国平 陈懋章 庞思勤 武博祯 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



## 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。

张华祝



# 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



## 常用符号表

<p><i>A</i> 截面面积</p> <p><i>A<sub>cr</sub></i> 尾喷管临界截面面积</p> <p><i>a</i> 声速</p> <p><i>B</i> 涵道比</p> <p><i>b</i> 叶型弦长</p> <p><i>C</i> 热容量、系数、常数</p> <p><i>C<sub>p</sub>, C<sub>v</sub></i> 定压比热容, 定容比热容</p> <p><i>c</i> 气流速度</p> <p><i>D</i> 直径</p> <p><i>e</i> 压比参数 (<math>E = \pi^{\frac{k-1}{k}}</math>)</p> <p><i>E</i> 残差、多变指数</p> <p>EVC 有效热值</p> <p><i>F</i> 推力</p> <p><i>E<sub>N</sub></i> 净推力</p> <p><i>F<sub>R</sub></i> 总推力</p> <p><i>F<sub>eff</sub></i> 有效推力(安装推力)</p> <p><i>F<sub>s</sub></i> 单位推力</p> <p><i>F<sub>r</sub></i> 冲压阻力</p> <p><i>f</i> 油气比</p> <p><i>f(λ)</i> 气动函数</p> <p><i>H</i> 飞行高度、焓</p> <p><i>H<sub>l</sub>, H<sub>u</sub></i> 燃油低热值</p> <p><i>h</i> 比焓(单位气体焓)</p> <p><i>I</i> 冲量、转动惯量</p> <p><i>J</i> 转动惯量</p> <p><i>L</i> 功</p> <p><i>L<sub>i</sub></i> 理想循环功</p> <p><i>L<sub>B</sub></i> 螺旋桨轴功</p> <p><i>L<sub>CH</sub></i> 高压压气机功</p> <p><i>L<sub>CL</sub></i> 低压压气机功</p> <p><i>L<sub>f</sub></i> 风扇功</p>	<p><i>L<sub>TH</sub>, L<sub>TL</sub></i> 高压涡轮和低压涡轮功</p> <p><i>L<sub>0</sub></i> 理论空气流量</p> <p><i>Ma</i> 马赫数</p> <p><i>Ma<sub>0</sub></i> 飞行马赫数</p> <p><i>m</i> 流量方程中的系数</p> <p><i>n</i> 转子转速</p> <p><i>n<sub>1</sub>, n<sub>2</sub></i> 低压转子和高压转子的转速</p> <p><i>N</i> 功率</p> <p><i>p</i> 压力(压强)</p> <p><i>p<sub>t</sub></i> 总压(滞止压力)</p> <p><i>Q</i> 热量</p> <p><i>q</i> 单位气体热量</p> <p><i>R</i> 气体常数、半径</p> <p><i>S</i> 熵</p> <p><i>s</i> 比熵(单位气体熵)</p> <p>sfc 单位燃油消耗率(耗油率)</p> <p>SM 喘振裕度</p> <p><i>T</i> 绝对温度</p> <p><i>T<sub>t</sub></i> 总温(滞止温度)</p> <p><i>U</i> 内能</p> <p><i>u</i> 单位气体内能</p> <p><i>W</i> 气体质量流量</p> <p><i>W<sub>a</sub>, W<sub>g</sub>, W<sub>f</sub></i> 空气、燃气和燃油质量流量</p> <p><i>X</i> 阻力</p> <p><b>希腊字母符号</b></p> <p><i>α</i> 迎角(攻角)</p> <p><i>η</i> 效率</p> <p><i>k</i> 定熵指数</p> <p><i>λ</i> 速度系数</p> <p><i>π</i> 循环总增压比</p>
--	---

$\pi_f$	风扇增压比
$\pi_{CL}$	中压压气机增压比
$\pi_{CH}$	高压压气机增压比
$\pi_{C\Sigma}$	发动机内涵压气机总增压比
$\pi_{TL}, \pi_{TI}, \pi_{TH}$	低压、中压和高压涡轮膨胀比
$\beta$	飞机引气系数
$\Delta$	加热比、增量符号
$\delta$	冷却空气系数
$\epsilon$	允许误差
$\rho$	密度
$\sigma$	总压恢复系数
$\varphi$	进气道流量系数
$\varphi_c$	尾喷管速度系数
$\psi$	焓函数
$\omega$	角速度
$\tau$	温度比

#### 下角标

ab	加力燃烧室
a	空气
b	燃烧室
c	压气机
cl	冷却
cr	临界
d	设计点
eff	有效
f	燃油、风扇
g	总,燃气
H	高压、轮毂
I	中压
i	理想、进气道
idl	慢车
L	低压
M	混合室
m	机械

max	最大
min	最小
Sl	海平面
St	级
TO	起飞状态
T	涡轮
t	总参数(滞止参数)
th	喉部

#### 上角标 \*

0	发动机远前方未扰动截面
i	进气道外界前缘点
2	低压压气机或风扇进口截面
2.3	中压压气机进口截面
2.5	高压压气机进口截面
3	高压压气机出口截面
4	燃烧室出口截面、高压涡轮进口截面
4.5	高压涡轮出口、低压涡轮进口截面
5 I	低压涡轮出口、混合室内涵进口截面
5 II	混合室外涵进口截面
6	混合室出口、加力燃烧室进口截面
7	加力燃烧室出口、尾喷管进口截面
8	尾喷管喉部截面
9	收敛-扩张型

#### 涡轮风扇发动机的外涵道

22	风扇出口的外涵部分
5 II	混合出口的外涵部分
7 II	分别排气涡轮风扇发动机外涵尾喷管进口截面
8 II	分别排气涡轮风扇发动机外涵尾喷管喉部截面
9 II	分别排气涡轮风扇发动机外涵尾喷管出口截面

# 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
<b>第 4 章</b>	<b>航空燃气涡轮发动机的热力循环分析</b>	
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
<b>第 5 章</b>	<b>航空燃气涡轮发动机设计点气动热力计算与分析</b>	
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
<b>第 6 章</b>	<b>航空燃气涡轮发动机部件的共同工作和调节规律</b>	
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
<b>第 7 章</b>	<b>航空燃气涡轮发动机特性</b>	
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
<b>第 8 章</b>	<b>航空燃气涡轮发动机的过渡工作状态</b>	
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
<b>第 9 章</b>	<b>航空燃气涡轮发动机压缩系统的气动稳定性</b>	
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	进气总温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
<b>第 10 章</b>	<b>超声速燃烧冲压发动机</b>	
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。

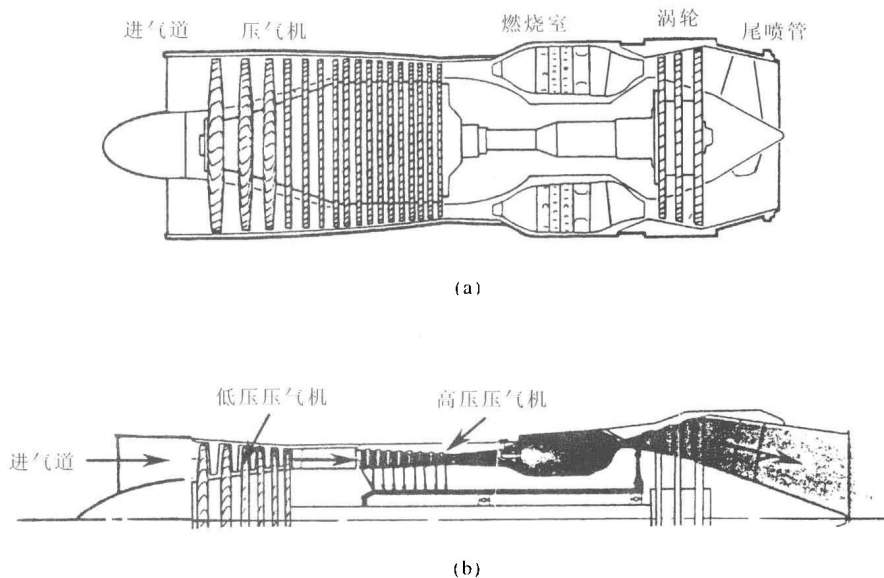


图 1-1 典型的航空燃气涡轮发动机结构简图



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 $800 \sim 850 \text{ km/h}$ 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。

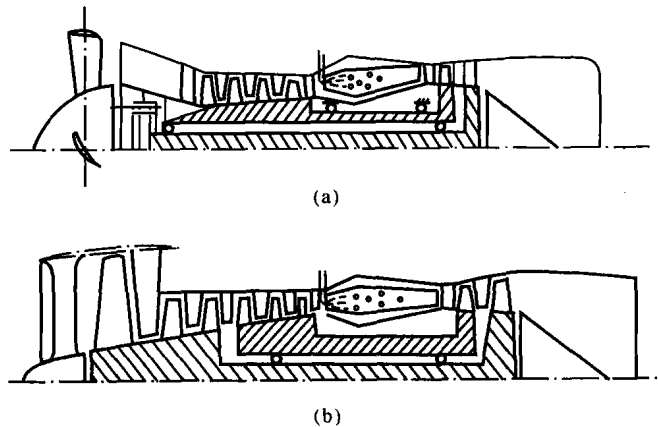


图 1-2 涡轮螺桨发动机和涡扇发动机

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轮发动机(可简称为涡喷发动机),如图1-4所示。

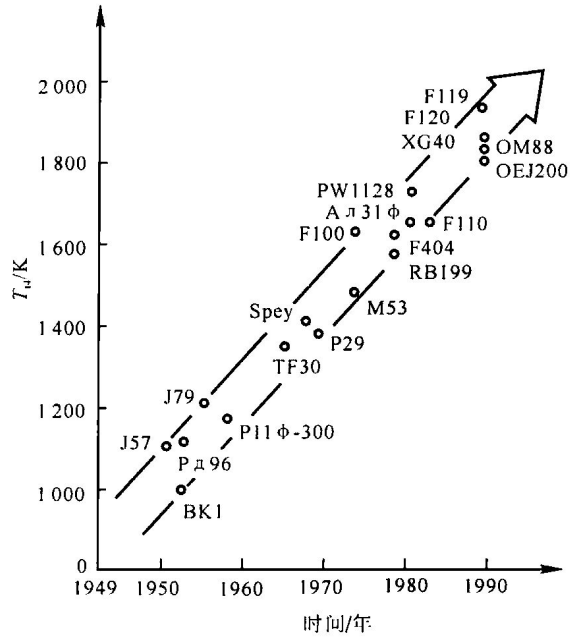
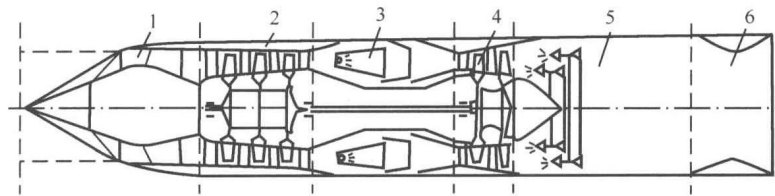
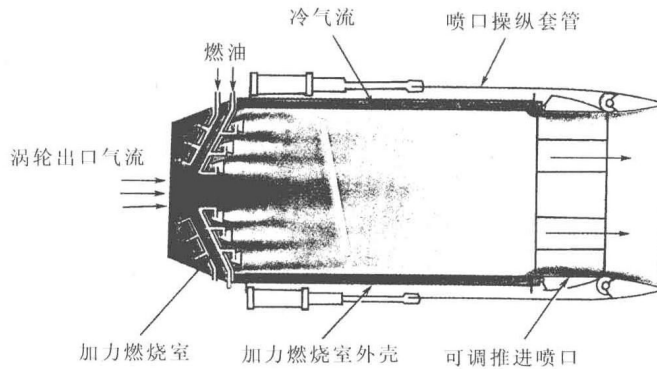


图 1-3 航空燃气涡轮发动机涡轮前总温  $T_4$  的发展变化趋势



(a)



(b)

图 1-4 加力式燃气涡轮发动机





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。涡轮螺旋桨发动机综合了涡喷发动机和螺旋桨的优点。图 1-5 所示为燃气涡轮螺旋桨发动机的结构简图。

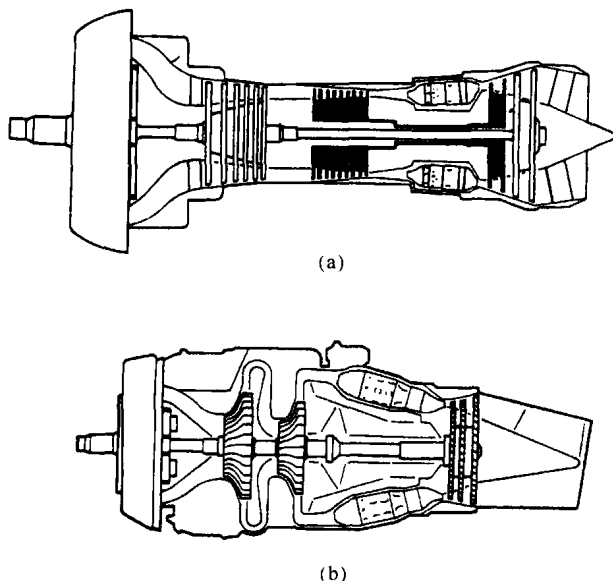


图 1-5 涡轮螺旋桨发动机结构简图

(a) 双轴轴流式涡轮螺旋桨发动机; (b) 单面进气双级离心式涡轮螺旋桨发动机

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旋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旋桨发动机的变形,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。