

普通高等教育“九五”国家级重点教材



航空燃气轮机原理

(下册)

廉小纯 吴虎 编著

国防工业出版社

责任编辑 王坡麟



ISBN 7-118-02553-4



9 787118 025538 >

ISBN 7-118-02553-4/V·185

定价:25.00 元

普通高等教育“九五”国家级重点教材

航空燃气轮机原理

(下 册)

廉小纯 吴 虎 编著



国防工业出版社

·北京·

图书在版编目(CIP)数据

航空燃气轮机原理. 下册/廉小纯, 吴虎编著. —北京: 国防工业出版社, 2001.8

ISBN 7-118-02553-4

I. 航… II. ①廉… ②吴… III. 航空发动机: 燃气轮机
IV. V235.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2001)第 027053 号

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)

(邮政编码 100044)

三河市腾飞胶印厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 18 413 千字

2001 年 8 月第 1 版 2001 年 9 月北京第 1 次印刷

印数: 1—4000 册 定价: 25.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

前 言

《航空燃气轮机原理》一书经国家教育部审定为普通高等教育“九五”国家级重点教材。它是根据飞行器动力工程专业的航空燃气涡轮发动机原理的教学大纲编写而成的。全书分上下两册,上册讲授发动机主要部件(风扇、压气机、主燃烧室、涡轮和加力燃烧室)的工作原理、设计概要以及非设计工况的特性与控制。

本书为下册,主要讲述航空燃气涡轮发动机的热力循环、设计点的热力计算、部件的共同工作、发动机的控制规律和特性。此外,还讲述了进气系统和排气系统的工作原理及其特性;进气道与发动机的匹配以及推进系统的安装特性等。

本书分十章,其中第七至九章由吴虎教授撰写,其余各章由廉小纯教授撰写。

编著者水平有限,书中的错误和不妥之处请读者批评指正。

编 者

2000年12月

内 容 简 介

本书为《航空燃气轮机原理》下册,主要讲授涡轮喷气、涡轮风扇、涡轮螺桨和涡轮轴等类型发动机的热力循环、设计点热力计算、各部件的共同工作与发动机特性。此外,还有一些章节介绍进气道、尾喷管的工作原理;发动机过渡工作状态、推进系统的安装特性、进气畸变对发动机性能和稳定性的影响等。

本书是根据飞行器动力工程专业的航空燃气涡轮发动机原理的教学大纲编写的,适于作本专业大专生、本科生和研究生的教材,亦可供有关专业技术人员参考。

目 录

第一章 航空燃气轮发动机的主要类型	1
1.1 燃气轮发动机产生推力的基本原理	1
1.2 航空燃气轮发动机的主要类型	2
小 结	11
思考和练习题	12
第二章 航空燃气轮发动机的热力循环分析	13
2.1 理想循环	13
2.2 航空燃气轮发动机的实际循环	22
2.3 加力涡轮喷气发动机的理想循环	24
小 结	26
思考和练习题	27
第三章 航空燃气轮发动机的推力推进效率和主要性能指标	28
3.1 涡轮喷气发动机的推力	28
3.2 分别排气涡轮风扇发动机的推力	34
3.3 涡轮螺桨发动机的推力	35
3.4 推进效率	36
3.5 发动机主要性能指标	39
小 结	43
思考和练习题	44
第四章 航空燃气轮发动机设计点热力计算	45
4.1 设计点热力计算的目的	45
4.2 混合排气加力涡轮风扇发动机设计点热力计算	46
4.3 混合排气涡轮风扇发动机设计点热力计算结果分析	57
4.4 分别排气涡轮风扇发动机设计点热力计算结果分析	62
4.5 涡轮螺桨发动机设计点热力计算及其结果分析	66
4.6 变化热容法热力计算的概念	70
小 结	73
思考和练习题	74

第五章 发动机部件的共同工作和控制规律	75
5.1 几何不可调单轴涡轮喷气发动机部件的共同工作	75
5.2 单轴涡轮喷气发动机的控制规律	82
5.3 双轴涡轮喷气发动机部件的共同工作	92
5.4 双轴涡轮喷气发动机最大状态的控制规律	96
5.5 分别排气涡轮风扇发动机部件的共同工作	99
5.6 混合排气涡轮风扇发动机部件的共同工作	105
5.7 涡轮螺桨和涡轮轴发动机的控制规律以及部件的共同工作	114
小 结	119
思考和练习题	120
第六章 航空燃气轮发动机特性——非设计点性能	124
6.1 发动机特性的通用计算方法	125
6.2 混合排气涡轮风扇发动机和涡轮喷气发动机的速度和高度特性	139
6.3 分别排气涡轮风扇发动机的速度和高度特性	156
6.4 涡轮螺桨发动机的速度特性和高度特性	163
6.5 发动机的节流特性	169
6.6 用相似参数表示的发动机特性	173
小 结	180
思考和练习题	180
第七章 燃气涡轮发动机进气道	182
7.1 进气道的主要特性参数	182
7.2 亚声速进气道	183
7.3 超声速进气道	186
7.4 超声速进气道的外部阻力	192
7.5 超声速进气道的不稳定工作状态——喘振和“痒振”	193
7.6 进气道进口流动分析	195
7.7 不可调超声速进气道的特性	197
7.8 进口畸变对轴流压缩系统稳定性的影响	199
7.9 畸变预估的平行压气机理论	202
7.10 喘振压比损失的估算	203
7.11 多子区逐级动态响应平行压气机模型	204
7.12 进气道的调节	205
7.13 进气道的调节实例	208
小 结	209
思考和练习题	210

第八章 燃气涡轮发动机的尾喷管	211
8.1 收敛喷管	212
8.2 影响收敛喷管流量系数和推力系数因素	214
8.3 轴对称收-扩型尾喷管	216
8.4 引射喷管	222
8.5 轴对称塞式喷管	231
8.6 非轴对称喷管及二元喷管	233
8.7 尾喷管的尾部阻力概念	236
小 结	238
思考和练习题	239
第九章 过渡状态下燃气涡轮发动机的工作	241
9.1 过渡过程中燃气涡轮发动机各部件的共同工作条件	241
9.2 燃气涡轮发动机的加速与减速	242
9.3 接通加力与断开加力动态过程	245
9.4 改善加速性的若干措施	246
9.5 燃气涡轮发动机的起动	248
9.6 双轴涡轮喷气发动机与双轴涡轮风扇发动机过渡过程的特点	251
9.7 其它燃气涡轮发动机在过渡过程中的特点	253
9.8 起动和加、减速过程中的控制参数	254
9.9 航空燃气涡轮发动机的动态特性计算	255
小 结	256
思考和练习题	257
第十章 推进系统的安装性能	258
10.1 飞机机体的升力-阻力特性	258
10.2 推进系统的安装推力	260
10.3 进气道与发动机的共同工作	261
10.4 排气系统对推进系统安装性能的影响	266
10.5 影响推进系统安装性能的主要因素	270
小 结	276
思考和练习题	277
参考文献	278

第一章 航空燃气轮发动机的主要类型

1.1 燃气轮发动机产生推力的基本原理

燃气轮发动机安装于飞机上,用来产生推力使飞机运动。图 1.1 表示装于飞机机翼下短舱之内的发动机工作时,从大气中吸入空气,气流经过发动机时被燃料燃烧所释放的热量加热,因而以高于进入发动机时的速度排出。气流经过发动机加速,意味着发动机对气流施以向后的作用力,按作用与反作用原理,气流必然对发动机有向前的反作用力,这就是发动机产生推力的基本原理。

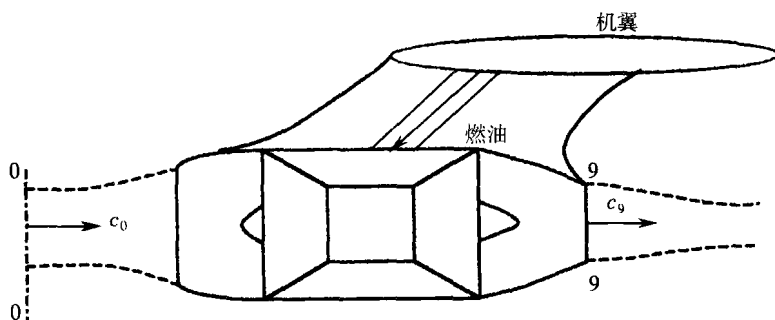


图 1.1 装于机翼下短舱内的燃气涡轮发动机

假定流过发动机内的空气质量流量是 W_a (kg/s), 在远前方 0-0 截面气流的速度为 c_0 [m/s], 流出发动机时为 c_9 [m/s], 根据牛顿第二定律可以粗略地认为发动机的推力 F 为

$$F = W_a(c_9 - c_0), \quad \text{N} \quad (1.1)$$

发动机推力的单位为 N(牛), 有时用 daN(10 牛)或 kN(千牛)。

由(1.1)式可见,推力决定于空气质量流量 W_a 和速度差 $(c_9 - c_0)$ 。一般说来,尺寸大的发动机空气流量大,推力也大,所以不能只从推力的大小比较发动机性能的优劣,通常用单位推力作为评定性能的指标之一。单位推力是流过发动机 1kg/s 的空气流量所产生的推力,以符号 F_s 表示

$$F_s = F/W_a, \quad \text{N} \cdot \text{s/kg} \quad (1.2)$$

发动机每小时每产生一单位推力所消耗的燃油量称为单位燃油消耗率(通常简称耗油率),以 sfc 表示。假定向发动机供的燃油流量为 W_f [kg/s], 则

$$\text{sfc} = 3600 W_f / F \quad (1.3)$$

耗油率的单位为 kg/(N·h), 一般常用是 kg/(daN·h)。

现代军用战斗机发动机在地面起飞状态下的推力和耗油率等列于表 1.1, 推质比(发动机推力与发动机质量之比,有时用推重比即推力与发动机重量之比)为 10 级发动机的主要参数列于表 1.2。

表 1.1 现役主要发动机的性能参数

参 数	F100 - PW100	F100 - PW229	F110 - GE100	F110 - GE129	F404 - GE400	F404 - II	F404 - III	RB - 199	AJ1 - 31Φ
加力推力 (kN)	105.86	129.40	122.68	129.00	71.17	96 ~ 102	100 ~ 107	75.27	122.58
加力耗油率 (kg/(daN·h))	2.036		2.05		1.866			2.25	1.999
不加力推力 (kN)	65.38	79.20	74.06		47.07			42.95	77.17
不加力耗油率 (kg/(daN·h))	0.694		0.785		0.826			0.65	0.785
空气流量 (kg/s)	103.40		122.5	122	63.5				111.3
涵道比	0.63	0.36	0.87	0.81	0.34			1.10	0.6
涡轮前温度 (K)	1606		1728		1655			1590	1665
总增压比	25	32	30		25			25	23.47
推质比	7.7	7.78	7.2		7.388	8.5 ~ 9	9.5	7.38	7.12
使用时间 (年)	1974		1984		1979			1982	1984
飞机型号	F15C, F16		F15E, F16C		F/A - 18			“狂风”	苏 - 27

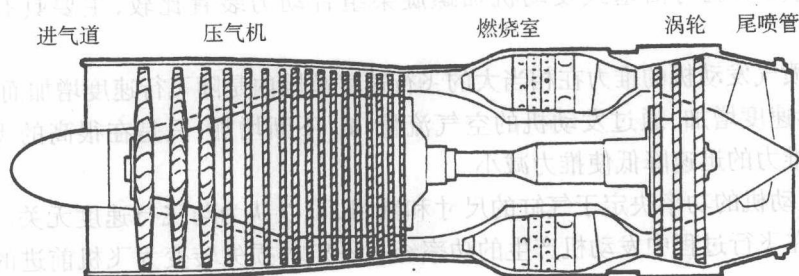
表 1.2 推质比 10 一级的发动机的性能参数

参 数	F119	F120	M88 - 2	EJ200	P2000
加力推力 (kN)	155.7	155.7	84.8	90.0	120.1
加力耗油率 (kg/(daN·h))	2.305	2.305	1.840		
不加力推力 (kN)	111.19	111.19	54.40	60.0	80.1
不加力耗油率 (kg/(daN·h))	0.62	0.62	0.81		
推质比	10	10	9.6	10	
总增压比	25	25	24.5	25	
涡轮前温度 (K)	1950	1950	1843	1803	1823
涵道比	0.2	0.2	0.5	0.4	0.6
装备飞机	ATF	ATF	“阵风”	EFA	MIG2000

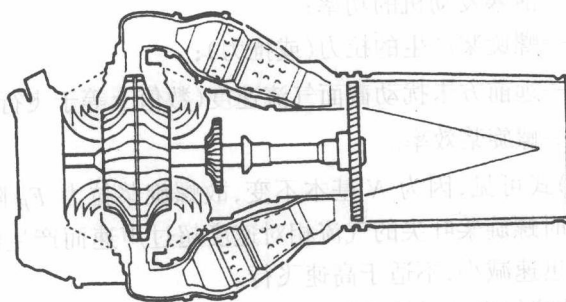
1.2 航空燃气轮发动机的主要类型

1. 涡轮喷气发动机

图 1.2 是单轴涡轮喷气发动机的示意图,由进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管五个部件组成。发动机工作时,外界空气流入进气道,在较大的飞行速度下气流经过进气道时速度减小而压力提高;气流流过压气机时进一步增压,特别是在低速飞行时压气机是增



(a)



(b)

图 1.2 单轴涡轮喷气发动机

(a)单轴轴流式涡轮喷气发动机；(b)双面进气单级离心式涡轮喷气发动机。

压气流的主要部件；燃烧室利用燃油燃烧时放出的热量对气流加热；从燃烧室流出的高温高压气流推动涡轮旋转，涡轮与压气机之间有轴联接，涡轮发出的功率提供给压气机；涡轮出口的气流仍具有较高的压力和温度，流经尾喷管时压力减低而速度增高。

总的来看气流流过发动机时只是在燃烧室中得到了热能，因为在压气机中得到的机械能与在涡轮中付出的机械能抵消，在进气道和尾喷管中气流与外界没有能量交换。气流在发动机中获得的热能转变为气流动能的增量，即流出发动机时的速度大于流进发动机时的速度，从而产生反作用推力。

压气机、燃烧室和涡轮的组合称为燃气发生器，其作用是产生高温高压的燃气。图 1.3 是双轴涡轮喷气发动机的示意图。与单轴涡轮喷气发动机相比，其进气道、燃烧室和尾喷管是一样的，产生反作用力的原理也完全相同。所不同的是压气机分成低压压气机和高压压气机，涡轮也分为高压涡轮和低压涡轮。高压压气机和高压涡轮由一根轴联接形成高压转子，低压压气机和低压涡轮由一根轴联接形成低压转子。

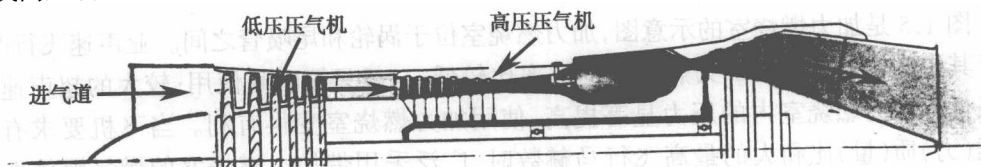


图 1.3 双轴涡轮喷气发动机

涡轮喷气发动机与活塞式发动机加螺旋桨组合动力装置比较,主要具有以下特点。

(1) 涡轮喷气发动机的推力在相当大的飞行速度范围内是随飞行速度增加而增加的。这是因为飞行速度增加,通过发动机的空气流量 W_a 不断增加;只是在很高的飞行速度下,由于单位推力的迅速降低使推力减小。

活塞式发动机的功率决定于气缸的尺寸和数目,可以认为与飞行速度无关。根据能量转换定律,在飞行过程中发动机产生的功率经过一定的损失转变为飞机前进的推进功率:

$$N = F_B c_0 \eta_B \quad (1.4)$$

式中 N ——活塞发动机的功率;

F_B ——螺旋桨产生的拉力(或推力);

c_0 ——远前方未扰动截面气流速度(数值上等于飞行速度);

η_B ——螺旋桨效率。

由(1.4)式可见,因为 N 基本不变,故螺旋桨拉力 F_B 随飞行速度 c_0 的增加而减小。在高速飞行时螺旋桨叶尖的气流相对速度超过声速而产生激波使螺旋桨效率急剧降低,这更使拉力迅速减小,不适于高速飞行。

(2) 涡轮喷气发动机的进气、压缩、燃烧和膨胀过程是连续进行的;而在活塞式发动机中这些过程是间断性的,只有一个冲程对外作功产生功率,因而在相同的尺寸和质量下前者有更大的功率输出。

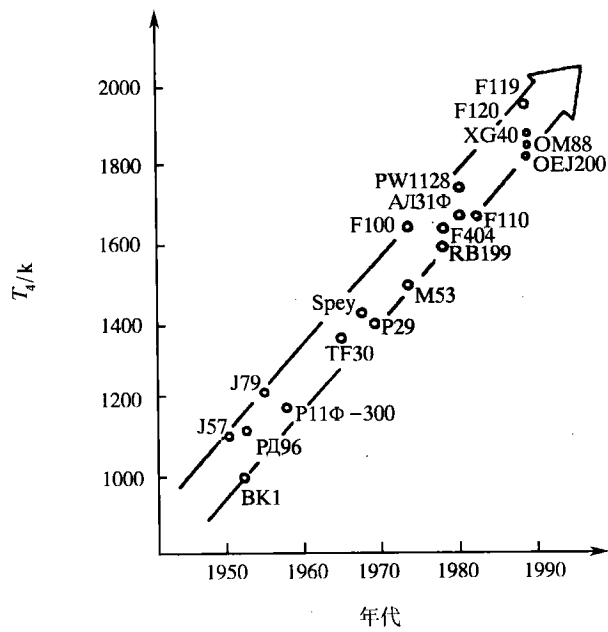
(3) 活塞式发动机的燃烧过程在封闭的空间中进行,即接近等容燃烧,压力急剧上升,其峰值压力超过 680N/cm^2 ,活塞发动机必须采用结构笨重的气缸;涡轮喷气发动机的燃烧过程在开口的空间中进行,燃烧基本上是等压的,不需承受很高的峰值压力或压力波动,燃烧室结构轻。

(4) 飞行速度低于 700km/h ,涡轮喷气发动机的经济性不如活塞式发动机加螺旋桨动力装置。其主要原因是低飞行速度下螺旋桨的推进效率较高,而涡轮喷气发动机的排气速度很大,带走的动能多,推进效率较低(详见第三章)。

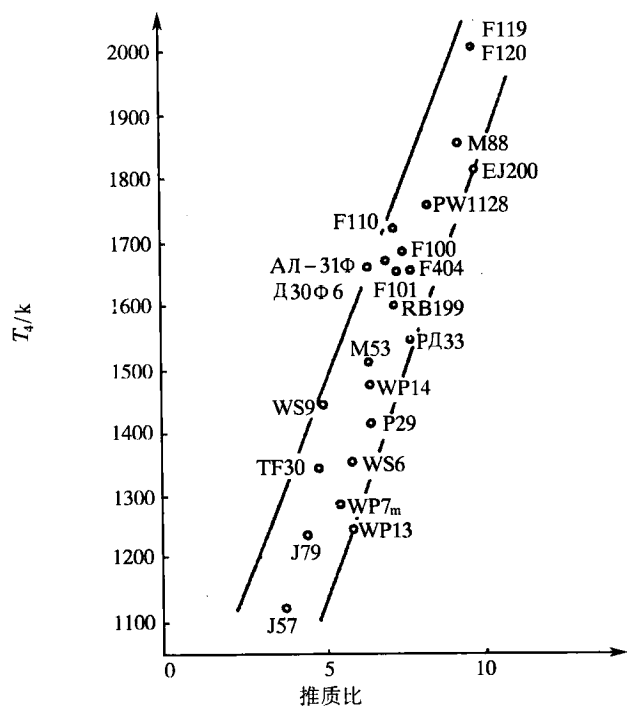
为了满足飞机超声速飞行和机动性的需要,希望发动机产生尽可能大的单位推力,这就要求燃烧室出口气流的总温 T_{t4} 尽可能地高。表 1.1 和表 1.2 中列有当代先进战斗机发动机涡轮前温度的数值,图 1.4 为 T_{t4} 随年代的发展趋势及与推质比的关系。

即使目前涡轮前温度已达到很高的水平,但由于涡轮叶片材料和叶片冷却条件的限制, T_{t4} 仍低于燃烧室中燃油和空气按理论量混合燃烧终了的温度。因此,涡轮出口的燃气中仍含有一定量的氧气,如果在涡轮后设置加力燃烧室,再次供入燃油燃烧可以进一步增大推力。

图 1.5 是加力燃烧室的示意图,加力燃烧室位于涡轮和尾喷管之间。亚声速飞行时,由于其中的压力低使得加力燃烧室的效率比较低,一般只短时间使用;较大的超声速飞行条件下加力燃烧室内的压力显著提高,使用加力燃烧室变得有利。当飞机要求有大的推(力)质(量)比和大的最高飞行马赫数时,广泛采用带加力燃烧室的燃气涡轮发动机。



(a) 涡轮前温度随年代变化趋势



(b) 涡轮前温度与推质比关系

图 1.4 涡轮前温度随年代的发展趋势及与推质比关系

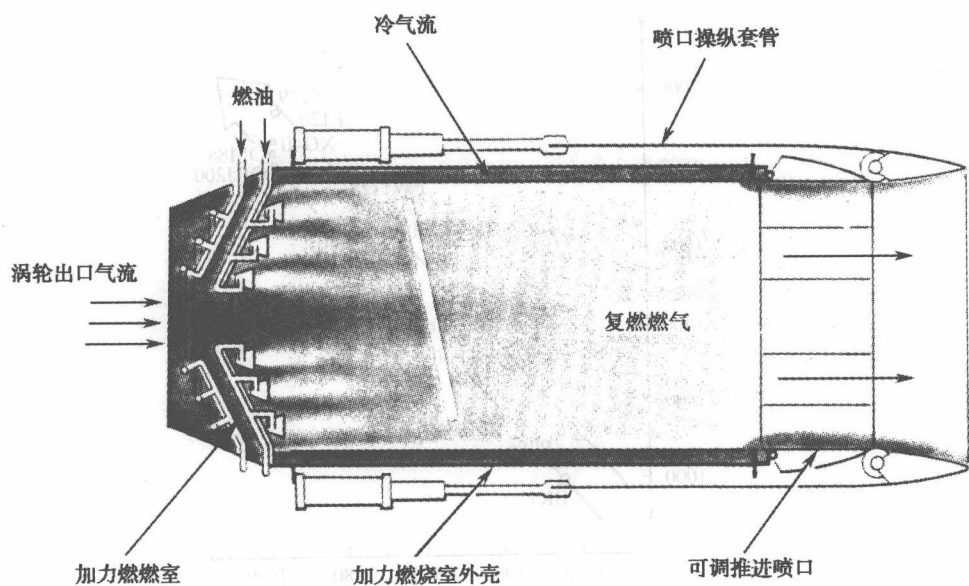


图 1.5 加力燃烧室示意图

2. 涡轮螺旋桨发动机

涡轮喷气发动机由于排气速度高而推进效率低，作为推进器的螺旋桨在低速飞行时具有很高的推进效率。图 1.6 是涡轮螺旋桨发动机的简图，它综合了涡轮发动机和螺旋桨

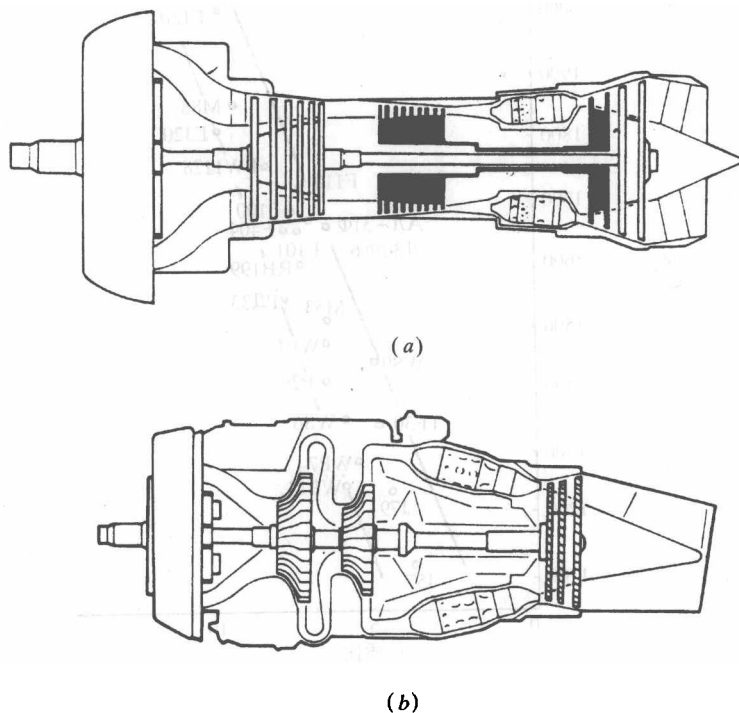


图 1.6 涡轮螺旋桨发动机简图

(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。

的优点。在这种发动机中涡轮除了带动压气机之外还带动螺旋桨。飞机前进的推力(或拉力)主要由螺旋桨产生,喷气推力只占较小的部分。

图 1.6(a)所示的涡轮螺桨发动机具有双轴流式压气机,高压压气机由高压涡轮带动,低压涡轮除了带动低压压气机外还经过减速器带动螺旋桨;图 1.6(b)是单面进气双级离心式涡轮螺桨发动机。

飞行速度低于大约 800km/h 时,涡轮喷气发动机的推进效率低于涡轮螺桨发动机的推进效率,如图 1.7 所示。涡轮喷气发动机适合高速飞行,涡轮螺桨发动机适合采用低速飞行的飞机。

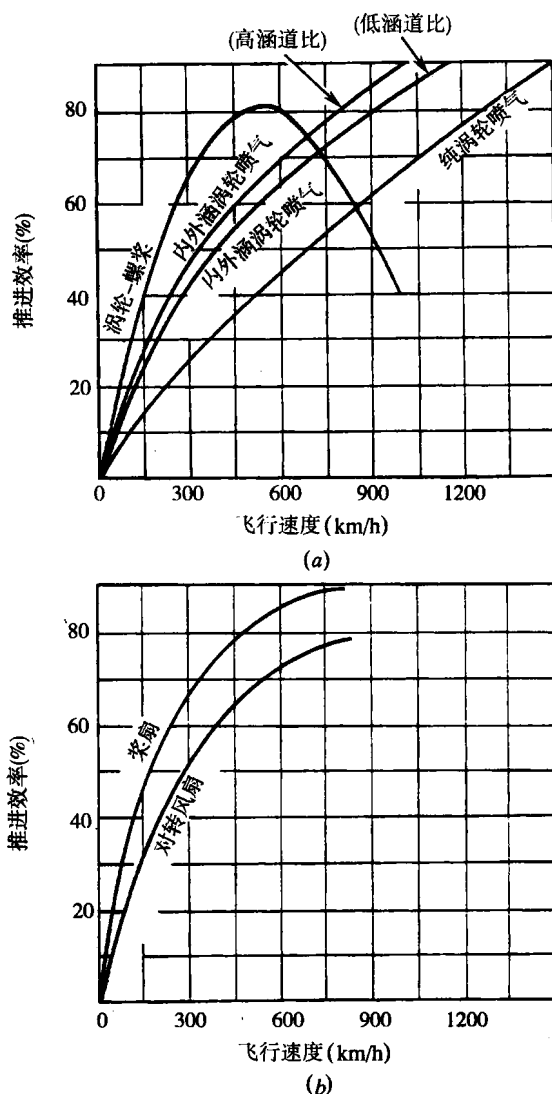
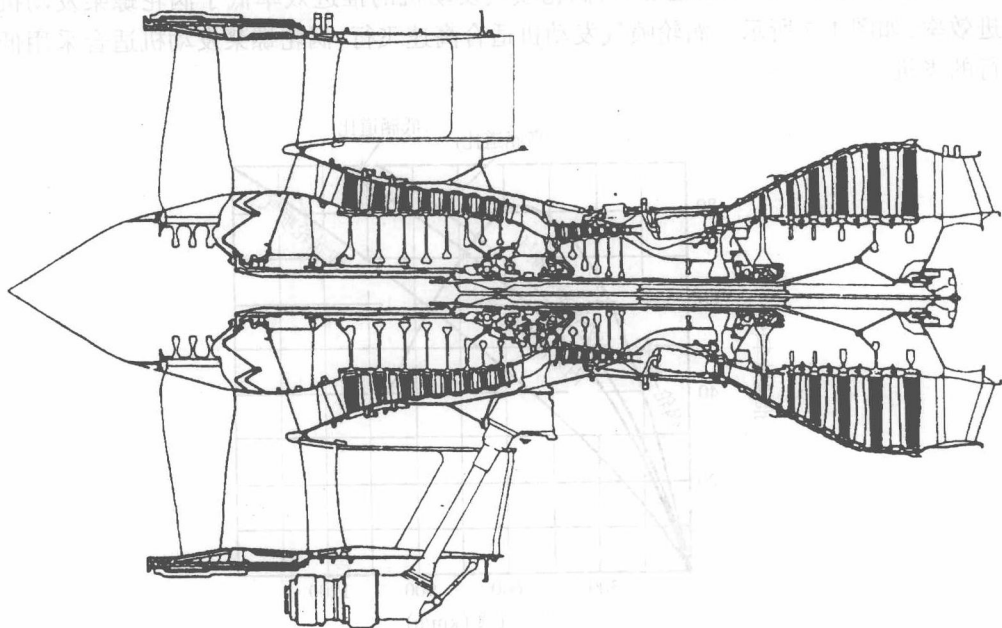


图 1.7 发动机推进效率

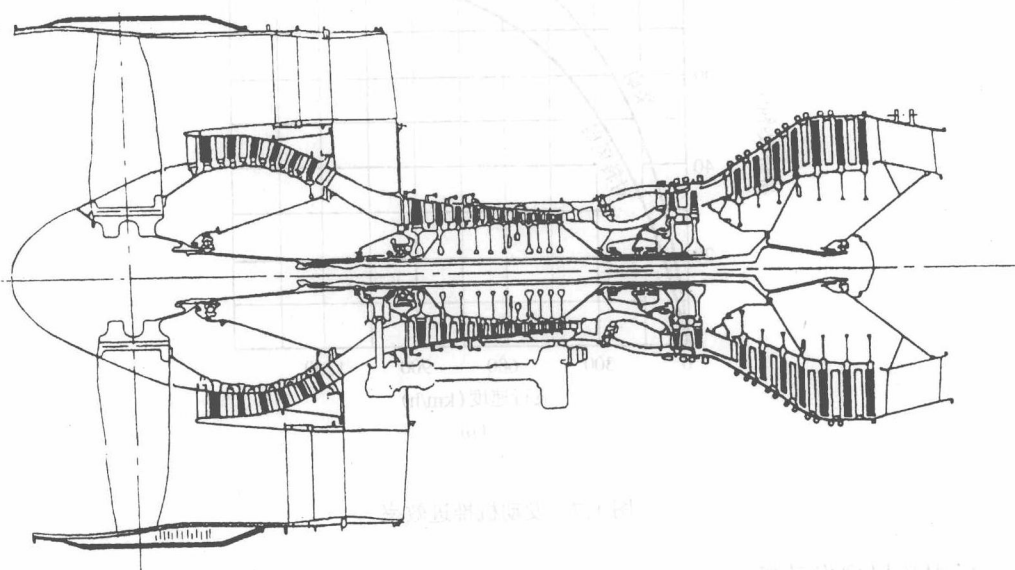
3. 涡轮风扇发动机

改善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,这样就成为

涡轮风扇发动机,图 1.8 所示为几种高涵道比的涡轮风扇发动机。可以把这种发动机视为涡轮螺旋桨发动机的变型,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高亚声速飞行条件下螺旋桨的效率。通过发动机的气流分成两路:第一路流过内涵道的压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管;第二路流过外涵风扇和外涵尾喷管。外涵空气流量与内涵空气流量之比称为涵道比。由于内涵燃烧室出口高压高温燃气的一部分能量通过涡



(a) 罗·罗公司 Trent 884 发动机 (风扇叶尖直径 2.79m)



(b) 普·惠公司 4084 发动机 (风扇叶尖直径 2.84m)