

噴气发动机原理

工作过程及特性

Б. С. 斯捷金等著

科学出版社

Б. С. Стечкин П. К. Казанджан Л. П. Алексеев
А. Н. Говоров Н. Е. Коновалов Ю. Н. Нечаев
Р. М. Федоров

ТЕОРИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ХАРАКТЕРИСТИКИ

Государственное
издательство оборонной промышленности
Москва 1958

內 容 簡 介

本书是“噴气发动机原理”课程中的一个独立部分。該課程的第一部分是“叶片机”。“叶片机”一书亦由本书的作者集体写成，由苏联国防工业出版社于1956年出版。我国国防工业出版社于1958年出版了它的中譯本。

本书詳細地闡述了各型噴气发动机的气动計算，实验方法及特性。

书中敘述了典型噴气发动机(渦輪噴气发动机，渦輪螺桨发动机，冲压式噴气发动机，液体火箭发动机)的分类及特性，并闡述了各型发动机的特点。

本书可作为高等航空学校“噴气发动机原理”課程的教学用书，亦可供从事航空发动机設計制造方面的工程技术人员参考。

噴 气 发 动 机 原 理

工作过程及特性

Б. С. 斯捷金等著
秦 鵬 梅 波等譯
陈 輔 羣校訂

*

科 学 出 版 社 出 版 (北京朝陽門大街117号)

北京市书刊出版业营业許可証出字第061号

中国科学院印刷厂印刷 新华书店总經售

*

1961年9月第一版

1961年9月第一次印刷

(京) 0001—5,500

书号: 3400 字数: 449,000

开本: 850×1165 1/32

印张: 16 7/8 插圖: 4

定价: 2.50 元

序

本书闡明了典型噴气发动机的原理。

在分析各型发动机时讲解了发动机工作过程的基本原理，闡明了飞行特性和試車台特性及其构成方法，叙述了在运轉条件下有关发动机工作特点方面的知識，以及讲解了在設計发动机时基本設計参数的选择和进行气动計算的方法。

編写本书时，基本上采用了斯捷金 (Б. С. Стечкин)，卡扎得然 (П. К. Казанджан) 及其他作者集体成員的著作及講稿。同时作者也利用了現有的叶片机和噴气发动机方面的参考文献。

課程中各章的执笔者是：一章及四章：高沃罗夫 (А. Н. Говоров)，二章及十五章：阿列克謝也夫 (Л. П. Алексеев)，三章及十六章的七至十节：考諾瓦罗夫 (Н. Е. Коновалов)，五章至九章：涅恰也夫 (Ю. Н. Нечаев)，十，十一及十六章的一至六节：費多罗夫 (Р. М. Федоров)，十二至十四章及十七章：卡扎得然 (П. К. Казанджан)。

作者对米里柯莫夫 (Т. М. Мелькумов) 教授及庫拉金 (И. И. Кулагин) 教授以及扎士泰勒 (Ю. К. Застела) 講師对本书提出的宝贵的批評和意見致以謝忱。

讀者对本书的批評意見以及对作者的希望請寄 莫斯科 И-51 彼得洛夫街 24 号国防工业出版社 (Москва, И-51, Петровка, 24, Оборонгиз)。

作 者

目 录

序.....	v
緒論.....	1
第一章 噴气发动机的推力.....	10
第二章 进口扩压器.....	21
§ 1. 亚音速飞行用的进口扩压器.....	21
§ 2. 超音速飞行用的扩压器.....	25
§ 3. 简单超音扩压器.....	33
§ 4. 內压式扩压器.....	34
§ 5. 外压式多波系扩压器.....	36
§ 6. 扩压器的調节.....	41
第三章 尾噴管.....	43
§ 1. 尾噴管的功用(噴管类型).....	43
§ 2. 噴管內燃气运动的基本方程.....	48
§ 3. 噴气发动机超音速噴管的工作状态.....	58
§ 4. 尾噴管工作状态和尾噴管內的流体损失对噴气发动机数据 的影响.....	71
§ 5. 尾噴管的造型.....	79
§ 6. 尾噴管的調节.....	82
第四章 空气噴气发动机的燃烧室.....	87
§ 1. 对渦輪噴气发动机燃烧室的要求, 燃烧室的基本方案.....	87
§ 2. 渦輪噴气发动机燃烧室的工作过程.....	91
§ 3. 渦輪噴气发动机燃烧室中的燃烧完全程度和压力损失.....	104
§ 4. 燃烧完全度及燃烧稳定性与各种因素的关系.....	110
§ 5. 燃烧室內需要的燃料消耗量的确定.....	114
§ 6. 燃烧室主要尺寸的确定.....	119
§ 7. 渦輪噴气发动机的加力燃烧室及冲压式噴气发动机的燃烧 室.....	121

第五章 涡轮喷气发动机的工作过程.....	128
§ 1. 涡轮喷气发动机的工作原理和示意图.....	128
§ 2. 在 p_v 和 TS 图上的涡轮喷气发动机的工作过程.....	132
§ 3. 以涡轮喷气发动机过程参数表示的循环功.....	136
§ 4. 涡轮喷气发动机的循环功和单位推力与增压比的关系。涡轮喷气发动机的最佳增压比.....	139
§ 5. 涡轮喷气发动机的单位燃料消耗量与增压比的关系。最经济的增压比.....	144
§ 6. 单位推力和单位燃料消耗量与空气加热比的关系.....	146
§ 7. 在加力燃烧室中补充燃烧燃料的涡轮喷气发动机的加力.....	149
§ 8. 利用喷射液体来实现涡轮喷气发动机的加力.....	155
第六章 涡轮喷气发动机的初步气动计算和参数选择.....	158
§ 1. 在给定的飞行状态下涡轮喷气发动机参数的计算.....	159
§ 2. 单位推力及单位燃料消耗量与过程参数的关系.....	163
§ 3. 涡轮喷气发动机的单位迎面推力和比重与工作过程参数的关系.....	167
§ 4. 涡轮喷气发动机最佳参数的选择.....	175
§ 5. 加力式涡轮喷气发动机参数的计算.....	176
§ 6. $P_{уд.ф}$ 和 $C_{уд.ф}$ 与加力式涡轮喷气发动机过程参数的关系.....	177
§ 7. 用小偏差法估计各种因素对 $P_{уд}$ 和 $C_{уд}$ 的影响.....	183
第七章 涡轮喷气发动机的特性.....	197
§ 1. 涡轮喷气发动机可能的调节规律.....	198
§ 2. 涡轮喷气发动机的速度特性.....	212
§ 3. 涡轮喷气发动机的高度特性.....	218
§ 4. 涡轮喷气发动机的节流特性.....	220
§ 5. 过程原始参数的选择对发动机特性形态的影响.....	226
§ 6. 由强度条件所要求的限制对涡轮喷气发动机特性的影响.....	234
第八章 涡轮喷气发动机特性的实验确定.....	237
§ 1. 涡轮喷气发动机试车的用途和种类.....	237
§ 2. 在静止状态下涡轮喷气发动机特性的确定.....	239
§ 3. 飞行条件下涡轮喷气发动机特性的确定.....	245
§ 4. 涡轮喷气发动机的试车数据与大气条件的关系曲线.....	249

§ 5. 渦輪噴氣發動機的相似工作狀態、相似參數	252
§ 6. 把渦輪噴氣發動機的試驗數據轉換成標準大氣條件下的數據	257
第九章 渦輪噴氣發動機的特性的計算方法	261
§ 1. 渦輪噴氣發動機部件的特性	262
§ 2. 在渦輪噴氣發動機中壓氣機和渦輪的共同工作條件	265
§ 3. 在渦輪噴氣發動機系統中壓氣機和進口擴壓器的共同工作條件	275
§ 4. 根據渦輪噴氣發動機部件的特性來計算發動機的特性	277
§ 5. 計算渦輪噴氣發動機特性的近似解析法	280
§ 6. 根據試車台試驗數據建立渦輪噴氣發動機的特性	283
§ 7. 發動機特性轉換到動力裝置的特性	291
第十章 渦輪噴氣發動機的不穩定工作狀態	296
§ 1. 渦輪噴氣發動機轉子的加速和減速	296
§ 2. 影響渦輪噴氣發動機加速過程及加速性的各種因素	306
§ 3. 渦輪噴氣發動機的起動	310
第十一章 雙軸式渦輪噴氣發動機	314
§ 1. 雙軸式渦輪噴氣發動機的原理方案及其基本特點	314
§ 2. 雙軸式渦輪噴氣發動機的參數選擇及氣動計算特點	322
§ 3. 雙軸式渦輪噴氣發動機中渦輪與壓氣機共同工作狀態	325
§ 4. 雙軸式渦輪噴氣發動機的壓氣機和渦輪共同工作狀態的確定	333
§ 5. 雙軸式渦輪噴氣發動機特性的特點	337
第十二章 渦輪螺槳發動機的工作過程及其主要參數	345
§ 1. 渦輪螺槳發動機的工作過程	346
§ 2. 循環功在螺槳與反作用氣流間最佳分配	351
§ 3. 渦輪螺槳發動機的當量功和單位燃料消耗量與工作過程的熱力參數及壓縮和膨脹過程的效率的關係	353
§ 4. 渦輪螺槳發動機的初步氣動計算	359
§ 5. 渦輪螺槳發動機的回熱循環	361
第十三章 渦輪螺槳發動機的特性	368
§ 1. 渦輪螺槳發動機的轉速特性	369

§ 2. 渦輪螺旋发动机的速度特性和高度特性	378
第十四章 双路式渦輪噴气发动机	389
§ 1. 双路式渦輪噴气发动机的第一路及第二路的循环功	389
§ 2. 双路式渦輪噴气发动机的单位推力和单位燃料消耗量	391
§ 3. 第一路及第二路間的循环功与空气消耗量的分配	393
§ 4. 放出部分空气到单独的高温燃烧室中去的渦輪噴气发动机 ...	398
§ 5. 双路式渦輪噴气发动机的特性	399
第十五章 冲压式空气噴气发动机	403
§ 1. 冲压式空气噴气发动机的工作过程	404
§ 2. 冲压式噴气发动机的工作过程和单位参数	406
§ 3. 冲压式发动机推力的計算关系	410
§ 4. 冲压式发动机初步的气动計算	413
§ 5. 冲压式空气噴气发动机的特性	418
第十六章 液体燃料火箭发动机	431
§ 1. 液体燃料火箭发动机的工作过程和主要参数	431
§ 2. 液体燃料火箭发动机的效率	442
§ 3. 液体燃料火箭发动机用的燃料	448
§ 4. 液体燃料火箭发动机的燃烧室	457
§ 5. 液体燃料火箭发动机的不稳定工作	469
§ 6. 液体燃料火箭发动机燃烧室中的燃料燃烧温度	472
§ 7. 液体燃料火箭发动机噴管的气体动力計算	484
§ 8. 液体燃料火箭发动机的特性	490
§ 9. 液体燃料火箭发动机的冷却	499
§ 10. 液体燃料火箭发动机外部流动冷却的計算	514
第十七章 論原子能在噴气发动机中的应用	520
§ 1. 有关原子反应堆的基本概念	521
§ 2. 航空原子渦輪噴气发动机的可能示意图	525
§ 3. 热交换器內压头的损失和原子发动机参数的选择	528
附录 計算斜冲波用的曲綫图	533
参考文献	534

緒 論

作为現代航空上的动力装置，噴气发动机已經得到广泛的应用。由活塞式发动机过渡到噴气式发动机是由于飞行速度增加时須要急剧增加动力装置的功率。活塞式动力装置在可能的外廓尺寸和重量下不能保証現代飞机所需要的推进功率，而噴气发动机則在飞行中能得到非常大的功率。

例如：900 公斤重的活塞式航空发动机 АИИ-82 ФН 的最大功率为 1850 馬力。而噴气发动机 BK-1 重量也約为 900 公斤，但当飞行速度为 1000 公里/小时推进功率达到 10000 馬力，与活塞式比較，噴气发动机具有較优越的速度特性。噴气式发动机的推进功率在較大的飞行速度范围内随飞行速度的增加而不断增加，而活塞式发动机的推进功率則随飞行速度的增加而略为下降，因为在大 M_0 数下螺旋桨效率降低了。

不难想象，由于飞行速度的增加，飞行器所需要的功率大大增加，因而各型的噴气式发动机得到巨大的发展，而活塞式发动机正被取而代之。

噴气式发动机乃是一个热机，它把燃料的能量轉換为由发动机噴出的燃气流的动能，由此而使发动机得到反作用力，直接用来作为推进飞行器的推力。噴气发动机的这一特点，原則上与其他各型航空发动机，例如与活塞式发动机不同。

活塞式发动机使燃料的能量轉变成螺旋桨軸上的能量。由发动机带动的螺旋桨产生拉力，因此螺旋桨称为飞机的推进器。这样一来动力装置就包括了发动机本身和用以产生拉力的推进器。

噴气式发动机工作时，推力是直接作用在发动机各部件表面上的力的合力，因此噴气式发动机是一般所謂的发动机和推进器的有机組合。

按照工作过程性质,燃料种类和布置方案的不同,喷气发动机可分成各种不同的类型。在图 1.1 中表示了喷气发动机的原理方案。同一图上表示了各型发动机的原理方案。

喷气式发动机分为两大类——火箭发动机和空气喷气发动机。在火箭发动机中,发动机工作和形成工质所必需的燃料和氧化剂随发动机一起飞行。而空气喷气发动机中,工质为空气。空气中的氧作为发动机中燃料燃烧用的氧化剂。

火箭发动机按采用燃料种类的不同,可分为固体燃料发动机及通常称为液体火箭的液体燃料发动机两类。火箭的固体燃料常常采用火药。

固体燃料火箭发动机(简称为 ПРД)由燃烧室和扩张形的尾喷管所组成。被压成条状的火药填满燃烧室。火药燃烧生成的气体在尾喷管中膨胀,并且以高速由发动机喷出。这时发动机的壳体上作用着反作用力,它的方向与燃气流的速度方向相反。这种反作用力即为推力。

火箭发动机的工作时间决定于火药的燃烧时间,通常不超过几秒钟。固体火箭发动机在构造上极其简单,尺寸亦很小,在短时间內可产生极大的推力。因此,它被成功地应用在炮兵中(如导弹等),固体燃料火箭也在航空上成功地应用,作为起飞火箭以及在短时间內增加飞机飞行速度的加速器。

与固体燃料火箭发动机不同,液体燃料火箭发动机(简称为 ЖРД)使用液体的燃料和氧化剂。燃料和氧化剂用泵或压缩气体的压力不断地从油箱经过喷嘴送到发动机的燃烧室中,依此液体燃料火箭发动机也可分为泵压式供油及气压式供油式二种,如图 1.1 所示。

液体燃料火箭的工作时间原则上是无限限制的,它决定于飞行器燃料箱中的储油量。这就扩大了它的实用范围。液体燃料火箭发动机成功地用为不同航程的火箭,包括洲际火箭和宇宙火箭的动力,同时在航空上也可用来作为加速器。液体燃料火箭发动机作为飞行器的主要动力时,可以得到用其他发动机所不能得到的

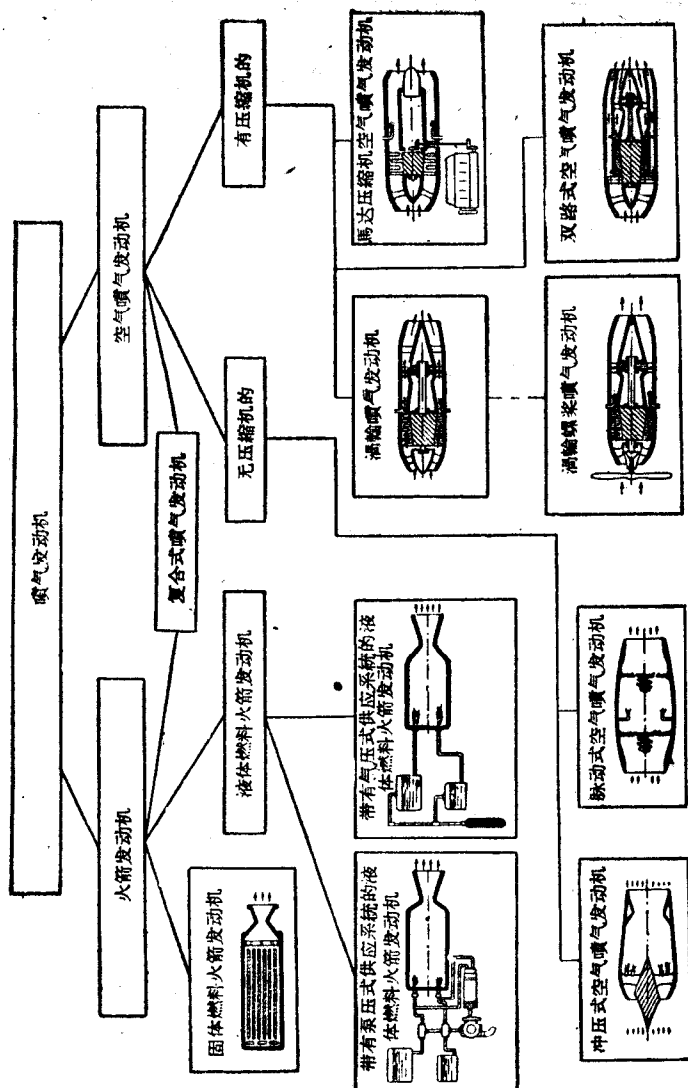


图 1.1 燃气发动机的分类

高超音速度和飞行高度。但在目前可实现的飞行速度下，液体燃料火箭发动机的经济性远较其它各式发动机为差。这也就是目前把火箭发动机用为飞机的主要动力还受限制的原因。

空气喷气发动机（简称为 BPД ）包括了现代航空上最常应用的发动机类型。空气喷气发动机可分为无压气机式和带压气机式两类。

在无压气机式的发动机中，燃料燃烧过程前空气的压缩，只利用飞行中流向发动机气流的速度来实现。无压气机式空气喷气发动机按其工作过程可分为冲压式和脉动式两类。

冲压式空气喷气发动机（简称为 $\Pi\text{BPД}$ ）（见图 1.1），由进口扩压器、燃烧室和尾喷管所组成。在飞行时进入发动机的空气流经发动机的进气装置，而后进入燃烧室。燃烧室的截面的选择应使燃烧室中空气的流速大大地低于飞行速度。在发动机前以及在进气装置中，即所谓发动机进口扩压器，由于压力相应提高而使气流速度降低。在燃烧室进口处，装有燃料喷嘴和用以在燃烧室中建立稳定的火焰前锋的稳定器。通过喷嘴不断地供给燃料。

在冲压式空气喷气发动机中，燃烧过程几乎是在等压的情况下进行的，因此在燃烧室出口处燃烧产物的压力几乎与进口处空气的压力相同。因此冲压式空气喷气发动机的工作过程称为等压加热（ $p = \text{常数}$ ）的工作过程。

在燃烧室中加热到高温的气体经尾喷管膨胀喷出。

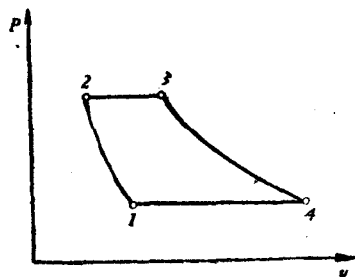


图 1.2 冲压式空气喷气发动机的理想循环

图 1.2 表明了冲压式空气喷气发动机在 $p-v$ 图上的工作过程。此处 1-2 线表示空气的压缩过程；2-3——在燃烧室中的加热过程；3-4——燃烧产物在尾喷管中的膨胀。4-1 线假想地封闭了循环。在理想的情况下 1-2 和 3-4 是绝热线，2-3 和 4-1 是等压线。在没有流体损失以及藉选

择燃烧室的流通截面,以保证等压加热时则成为理想循环。

下面将指出理想循环的面积与通过发动机每公斤的空气所增加的动能相等。同时空气喷气发动机的推力等于每秒钟通过发动机的空气动量变化。在低亚音速飞行时,在冲压式空气喷气发动机的燃烧室中,空气的压力比大气压高出不多,因此循环面积1-2-3-4很小,因而推力也很小,使发动机的效率及经济性很差,在3—3.5倍音速时由速度头对空气的压缩达到很大的数值,因此在高超音速飞行中使用冲压式空气喷气发动机是合理的。为了减少进口处的损失,在用于超音速飞行的冲压式空气喷气发动机上装有特殊的扩压器(见图1.1)。

由此可知,在导弹和超声速的航空上采用冲压式空气喷气发动机是可能的。在后面一种情况下,冲压式空气喷气发动机必须采用一种特殊的起飞器(起飞火箭及其他)。

脉动式空气喷气发动机(简称为 $\Pi y B P \Pi$) 可以改善在低速飞行下无压气机式发动机的经济性。图1.1上表示了一种类型的脉动式发动机。它和冲压发动机不同,在燃烧室进口处和出口处具有活门机构。喷入燃烧室的燃料单独的分股供给,发动机的工作是断续的一个个的循环分开地接续进行。燃料燃烧过程中,燃烧室的进口和出口处的活门都是关闭的,燃烧是在等容情况下进行,因而压力增加。在燃烧过程结束时,燃烧室出口处的活门打开,燃气以极高的速度从尾喷管排出。此后进气活门打开,使燃烧室充满空气,在吸气后排气活门关闭,重复上述循环。

图1.3表明了脉动式空气喷气发动机的理想循环,即等容加热循环,循环各点的意义和图1.2等压加热循环的意义相同。1-2和3-4是绝热线,2-3是等容线,4-1是等压线。

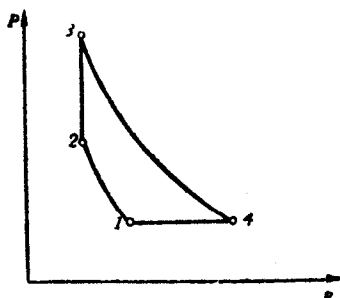


图1.3 脉动式空气喷气发动机的理想循环

脉动式空气喷气发动机在低飞行速度下比冲压式经济。

实际上，我們按燃烧室进口处点2压力相同和加入到燃烧室中的热量相等，来比較等压加热循环和等容加热循环(图1.4)。发动机出口处的燃烧产物的温度在 $v = \text{常数}$ 的循环中比 $p = \text{常数}$ 的循环中低，这是由于气体膨胀比增大的緣故。因此发动机流出的燃气流带走的热损失較少，同时在加热量相同时等容加热循环之面积比等压加热面积为大。因而若以等容加热循环代替等压加热循环，則在原則上可以提高空气喷气发动机的效率和改善其經濟性。但是随飞行速度的提高，脉动式空气喷气发动机的真正优点就失掉了。此外，要制造工作可靠的活門也很困难。因此通常取消了排气活門，而以加长排气管代替。

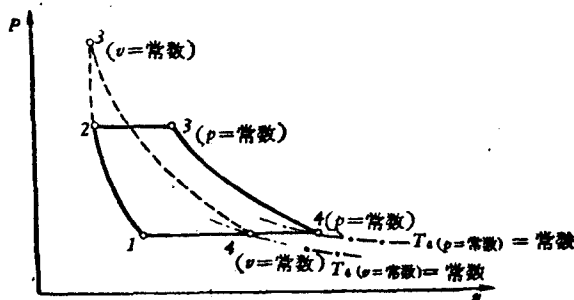


图 1.4 在燃烧室进口压力相同时比較 $p = \text{常数}$, $v = \text{常数}$ 的理想循环

这种脉动式发动机又称共鳴式发动机；因为在工作时采用了共鳴效应：燃烧室中爆发頻率做成等于充入发动机中去的气流的振盪頻率。也有沒有活門的脉动式发动机。在这种发动机中进气道的形状和燃烧室的本身保証在点燃后的燃烧产物向着出口方向排出。無論在共鳴式发动机，或是在无活門的脉动式发动机中，加入热量使压力和比容增加，按发动机的特点接近于等容过程或接近于等压过程的压力和比容。这些发动机称为周期燃烧的发动机。

帶压气机的空气喷气发动机 包括了最广泛采用的几种喷气

式航空发动机类型。这是因为在現代的飞行速度下,它最經濟,并具有良好的使用性能数据。带压气机式空气噴气发动机又可分为发动机带动压气机的空气噴气发动机,渦輪压气机式的空气噴气发动机(或簡称渦輪噴气发动机——TPД),及双路式发动机。

在发动机带动压气机式的发动机中(見图 1.1),使用特殊的活塞式发动机传动压气机。这类发动机未被广泛采用,首先是因为带动压气机需要很大的功率,而活塞式发动机不能保証。此外整个动力装置的重量也过大。但此类发动机可作为以航空活塞式发动机为主的各种組合发动机的基础。

渦輪噴气发动机(簡称为 TPД)目前得到广泛应用。与发动机带动压机式不同,渦輪噴气发动机用从燃气流中得到能量的渦輪带动压气机。渦輪噴气发动机由进气道,压气机,燃烧室和渦輪及尾噴管組成(見图 1.1 渦輪噴气发动机的原理图)。在飞行时进入发动机的空气在发动机进口前藉速度冲压受到压缩并沿进气道进入压气机。在压气机中空气的压缩是依靠渦輪所做的功来实现的。現代发动机在試車台工作情况下压气机出口处的压力达 5—10 大气压或更多。

在燃烧室中几乎在等压情况下,藉燃料不断地燃烧而对空气加热(压力略为减小)。現代发动机燃烧室出口处的燃气温度达 1100° — 1200°K 。燃烧室出口的匀热燃气儲有大量的位能(高温及高压),膨胀中它有能力作出大量的功。此能量在渦輪中轉变为机械功。渦輪盘与压气机装在同一軸上,渦輪功全部用以传动压气机。

渦輪的外廓尺寸和重量很小,但能发出巨大的功率,这一特点使得渦輪噴气发动机得到了显著的发展。气体經過渦輪后仍具有一定的位能儲量:有几个大气压的压力,而温度等于 800° — 1000°K 。这是因为热量加給压缩过的气流,在发动机中燃气的膨胀功比在压气机中压缩空气所需的功大得多的緣故。

燃气的位能在尾噴管中由于膨胀而变成动能。渦輪噴气发动机在地面工作时燃气流的噴射速度可达 550—600 米/秒,甚至

更大。

在現有的飞行速度下，渦輪噴气发动机能够产生比活塞式航空发动机大得多的推进功率。由于这一点，也由于它比活塞式发动机有良好的速度特性，所以渦輪噴气发动机成为現代高速飞行中的主要发动机。

如上所述，渦輪噴气发动机的工作过程是用等压加热实现的，理論上若用等容加热与等压加热比較，可提高渦輪噴气发动机（或其他带压气机的空气噴气发动机）的效能并改善其經濟性（見图 1.4）。

但是实际上带压气机的空气噴气发动机中沒有采用等容加热循环的。这是因为要实现 $v = \text{常数}$ 的过程，需要在燃烧室的进出口装置气門机构，这使发动机的构造复杂，重量显著增加，可靠性降低和增加流动损失，所有这些都減少了等容加热循环可能得到的好处。

渦輪螺桨发动机（簡称为 TБД）按工作过程它与渦輪噴气发动机相似（見图 1.1），因此有时它也属于空气噴气发动机的一类。但是与空气噴气发动机不同，渦輪螺桨发动机中燃气在渦輪內几乎膨胀到大气压力。因此在渦輪螺桨发动机中渦輪的級数要比渦輪噴气发动机多。此时渦輪的功率大大地超过了带动压气机所需的功率。剩余的功率通过与发动机轉子連在一起的減速器传给空气螺桨。

发动机的推力主要由空气螺桨产生，只有一部分由发动机噴出之气流的反作用产生（因为在渦輪螺桨发动机中燃气流的噴射速度比渦輪噴气发动机低得多）在中等的飞行速度下空气螺桨具有較高的效率，因此渦輪螺桨发动机在飞行速度为 800—900 公里/小时时要比渦輪噴气发动机經濟得多，并且在經濟性方面能与活塞式发动机比美。

双路式空气噴气发动机（見图 1.1）在低速度下保持渦輪噴气发动机的基本优点，而在中等速度下超过渦輪螺桨发动机。进入到发动机內的空气分为二路：內部的空气流过第一路（內涵），外部

的气流流过第二路(外涵)。

发动机的第一路在原則上和渦輪螺槳发动机的流通部分沒有区别。只是渦輪的剩余功率并不是传给空气螺槳，而是传给位于第二路的压气机(第二路上的压气机亦称为風扇)。发动机的推力既由于从第一路尾噴管噴出的燃气流所造成，也由于第二路上風扇所打出的空气的反作用力造成的。

除了在中速和高速下特性好和沒有減速外，双路式发动机和渦輪螺槳发动机不同，还可以在第二路內补充燃燒燃料加大推力。但是直到目前为止双路式发动机並沒有广泛使用，因为根据双路式发动机的数据，在低速下不如渦輪螺槳发动机，而在中速时又不如渦輪噴气发动机。在超音速时采用在第二路中燃燒燃料的双路式发动机可能是有利的。

渦輪噴气发动机，渦輪螺槳发动机及双路式发动机在文献中常常通称为燃气渦輪发动机。

下面闡明作为航空基本动力装置的噴气发动机的工作过程原理特性和气动計算。并且着重于渦輪噴气发动机。在最近由于要在极高的高度上飞行，而提出了采用由空气噴气发动机和由液体火箭发动机組合的組合噴气发动机的建議。其中首先是渦輪噴气发动机与液体火箭发动机組合的所謂渦輪火箭发动机以及液体燃料火箭发动机与直流空气噴气发动机組合的发动机。

这些发动机的理論目前整理出来的很少，故在本书中不加叙述。

为了便于叙述以及利用本书方便起見，把所有的或大多数类型发动机总的問題(推力、进气道、燃燒室、尾噴管)分出并放在本书的前面。然后讲述工作过程的原理，气动計算基础，和以上所述的各类发动机的特性。

第一章

噴气发动机的推力

对于作为动力装置的噴气发动机而言，所发出推力的大小是表征其特性的基本数值，因此决定推力便是发动机原理中的基本問題之一。

推力是作用在发动机内表面及外表面上所有各力的合力，将这些力用直接合成的方法来确定推力是困难的，因此在确定推力的时候通常是把发动机看成为整体。

考虑到尾噴管出口截面上的压力可能不等于大气压力（当尾噴管在非設計状态下工作，尤其是当使用收斂形噴管而具有超临界压力降时），此时根据欧拉动量定理求得的噴气发动机的推力的表达式如下：

$$P = \frac{G + G_T}{g} c_0 - \frac{G}{g} c_0 + (p_0 - p_H) F_0, \quad (1.1)$$

式中： p_H ——大气压力；

p_0 及 c_0 ——发动机尾噴管出口截面上的压力及速度；

G ——通过发动机的每秒空气流量；

G_T ——每秒燃料流量；

F_0 ——尾噴管出口面积。

为了証明这个公式，我們划出包括发动机在内的，由表面 $AB\Gamma$ (图 1.5) 限定的气流区域。平面 AB 与飞行方向相垂直并位于气流未受扰动的位置。側表面 $A\Gamma-BB$ 离开发动机有这样的距离，此时发动机的存在对该表面的气流不产生干扰，因此气流的表面具有圓筒形状。

首先我們限于研究尾噴管中具有亚临界压力降，因而排出的