



燃气涡轮



发动机基础

Ranqi Wolun
Fadongji Jichu

陈忠军 刘熊 ©编著

014059204

V235.1
34

燃气涡轮发动机基础

陈忠军 刘熊 编著



V235.1
34

中国民航出版社



北航

C1746390

图书在版编目 (CIP) 数据

燃气涡轮发动机基础/陈忠军, 刘熊编著. —北京:
中国民航出版社, 2014. 7
ISBN 978-7-5128-0188-2

I. ①燃… II. ①陈… ②刘… III. ①航空发动机-
燃气轮机-教材 IV. ①V235. 1

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2014) 第 140339 号

燃气涡轮发动机基础

陈忠军 刘熊 编著

责任编辑 马瑞 韩景峰
出 版 中国民航出版社 (010) 64279457
地 址 北京市朝阳区光熙门北里甲 31 号楼 (100028)
排 版 中国民航出版社录排室
印 刷 北京华正印刷有限公司
发 行 中国民航出版社 (010) 64297307 64290477
开 本 787×1092 1/16
印 张 16
字 数 359 千字
版 印 次 2014 年 7 月第 1 版 2014 年 7 月第 1 次印刷

书 号 ISBN 978-7-5128-0188-2

定 价 32.00 元

官方微博: <http://weibo.com/phcaac>

淘宝网店: <http://shop106992650.taobao.com>

E-mail: phcaac@sina.com

前 言

燃气涡轮发动机是现代大中型民用航空飞机使用的动力装置，是飞机的“心脏”。因此《燃气涡轮发动机》是航空机电维修人员必须掌握的专业知识，是民用航空飞机机电维修专业学生的一门必修专业课。

按照飞机机电维修专业人才的培养方案，《燃气涡轮发动机》分为《燃气涡轮发动机基础》和《燃气涡轮发动机系统》两部分，本书为《燃气涡轮发动机基础》部分。本书根据高等职业教育的特点，以行业标准《民用航空器维修基础培训大纲》（AC-147-02）和《民用航空器维修人员执照基础部分考试大纲》（AC-66R1-02）为基础，加强理论知识与实践应用结合，从民用航空飞机机电设备专业工作岗位的职业能力要求出发，不强调理论的完整性，注重实际工作中燃气发动机知识的需要。

本书内容包括各类燃气涡轮发动机的工作原理、特性和基本结构，以及燃气涡轮发动机主要部件的工作原理和构造。本书内容完全覆盖了《民用航空器维修基础培训大纲》（AC-147-02）和《民用航空器维修人员执照基础部分考试大纲》（AC-66R1-02）中 M14 模块的相应要求。通过本书的学习，读者基本了解整台燃气涡轮发动机的工作过程和特性，具备一定的分析和排除燃气涡轮发动机常见故障的能力。

本书为飞机机电维修专业的教材，亦可作为中国民用航空器维修基础培训机构（CCAR-147 学校）民用航空器维修基础执照班的参考书，各章中的思考题主要来源于网上民航飞机维修一线人员的提问，在书中都有相应的参考答案和解释。

本书在编写过程中，参考了大量相关文献的图文资料，在此谨对相关文献的作者深表谢意。由于编者水平有限，书中不免有错漏与不当之处，恳请读者批评指正。

编 者

2014 年 5 月 1 日

目 录

前言

第 1 章 概述	1
1.1 航空燃气涡轮发动机简介	1
1.2 涡轮喷气发动机的推力和效率	5
1.3 涡轮喷气发动机的性能指标和基本要求	10
1.4 涡喷发动机的演变和各种燃气涡轮发动机的适用范围	16
1.5 涡喷发动机各部件上的受力及转子轴向力的减荷	21
第 2 章 热工基础	24
2.1 气体的基本属性	24
2.2 热力学第一定律	38
2.3 热力过程	42
2.4 热力学第二定律和喷气发动机的热力循环	60
第 3 章 气体动力学和传热基础	69
3.1 稳定流动的气体动力学基本方程	69
3.2 气体在管内的流动	81
3.3 传热基础	86
第 4 章 进气道	90
4.1 进气道的功用和基本要求	90
4.2 亚音速进气道	91
4.3 超音速进气道	94

第 5 章 压气机	96
5.1 轴流式压气机组成	97
5.2 轴流式压气机工作原理	108
5.3 离心式压气机	132
第 6 章 燃烧室	138
6.1 概述	138
6.2 燃烧室的基本结构和类型	143
6.3 燃烧室的稳定燃烧	148
6.4 燃烧室的常见故障及预防措施	152
第 7 章 燃气涡轮	158
7.1 概述	158
7.2 涡轮的结构	161
7.3 涡轮工作原理	173
7.4 涡轮部件的冷却	178
第 8 章 尾喷管	182
8.1 排气系统的功用及基本要求	182
8.2 尾喷管	184
8.3 推力反向	191
8.4 排气消音装置	195
第 9 章 涡轮喷气发动机	200
9.1 稳定工作状态下压气机与涡轮的共同工作	200
9.2 过渡工作状态下压气机与涡轮的共同工作	204
9.3 单轴式涡喷发动机的特性	207
第 10 章 涡轮风扇发动机	216
10.1 涡轮风扇发动机的组成和基本工作原理	216
10.2 涡轮风扇发动机压气机与涡轮的共同工作	220

10.3	涡轮风扇发动机的特性	225
第 11 章	涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机	231
11.1	概述	231
11.2	涡轮螺旋桨发动机	232
11.3	涡轮轴发动机	240
参考文献		

第 1 章 概 述

1.1 航空燃气涡轮发动机简介

航空动力装置包括航空发动机以及为保证其正常工作所必需的系统 and 附件，如燃油系统、滑油系统、点火系统、启动系统和防火系统等。1939 年，装有涡轮喷气发动机的飞机在德国首次成功飞行，燃气涡轮发动机开始用作飞机的动力装置。经过 60 余年的时间，燃气涡轮发动机已发展到了很高的水平。与航空活塞发动机相比，燃气涡轮发动机结构简单、重量轻、推力大、推进效率高，在很大的飞行速度范围内，发动机的推力随飞行速度的增加而增加。所以，目前除了一些小型飞机外，各种类型的燃气涡轮发动机已经取代了活塞式发动机，被广泛用在各种类型的飞机上。尤其是中型和大型的旅客机和运输机大量使用以“高增压比、高涡轮前温度、高涵道比”为特征的民用涡扇发动机。

1.1.1 喷气式发动机的分类

喷气式发动机是指，把燃料的化学能转化为发动机高速喷出燃气的动能，从而获得反作用力，推进飞行器飞行的发动机。喷气式发动机分为不同类型。如图 1.1 所示。

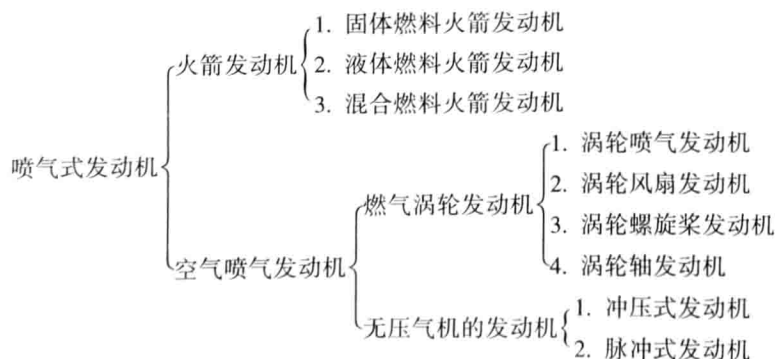


图 1.1 喷气式发动机的分类

1. 火箭发动机

凡是以发动机自身携带的燃料和氧化剂燃烧后的产物作为发动机的推进工质，且压缩工质的主要方法是燃烧压缩的发动机，统称为火箭发动机，如图 1.2 所示。它不仅可作为在大气层飞行的动力装置，而且还可以作为在大气层外飞行的动力装置。所以，这类发动机常用来装备导弹和宇航飞行器。

火箭发动机按推进剂的不同，可分为三种类型：

- (1) 固体燃料火箭发动机。
- (2) 液体燃料火箭发动机。
- (3) 混合燃料火箭发动机。

2. 空气喷气发动机

利用空气中的氧气与燃料进行混合燃烧所得的燃气作为工质的动力装置，这类发动机称为空气喷气发动机。按压缩工质的主要方法可分为两类：无压气机的发动机和燃气涡轮发动机（有压气机的发动机）。

1) 无压气机的发动机

无压气机的发动机没有压气机，有两种形式：脉冲式发动机和冲压式发动机。

脉冲式发动机的特点是空气和燃料间歇地供入燃烧室，靠燃烧压缩工质，如图 1.3 所示。冲压式发动机是利用高速迎面气流的冲压作用来压缩空气，在起飞时推力为零，不能自行起飞，低速时性能不好，通常要和其他发动机组合使用。如图 1.4 所示。

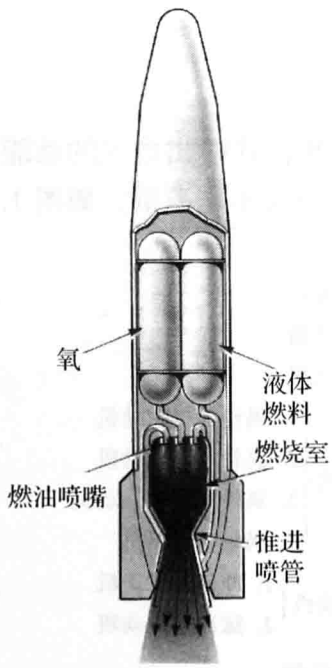


图 1.2 火箭发动机

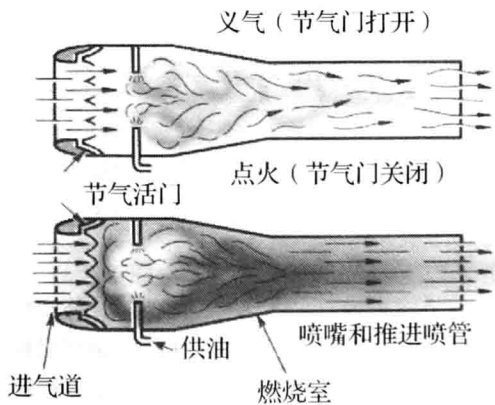


图1.3 脉冲喷气发动机

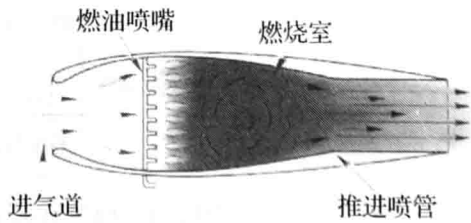


图 1.4 冲压喷气发动机

2) 燃气涡轮发动机

燃气涡轮发动机的主要特点是：靠高温高速的燃气推动涡轮，涡轮带动压气机对空气进行压缩。目前，航空燃气涡轮发动机有4种基本类型：涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮轴发动机。

(1) 涡轮喷气发动机

涡轮喷气发动机是由进气道、压气机、燃烧室、燃气涡轮和尾喷管5个主要部件组成。其特点是：涡轮只带动压气机压缩空气，发动机的全部推力来自喷出的燃气流所产生的反作用力。如图1.5所示。

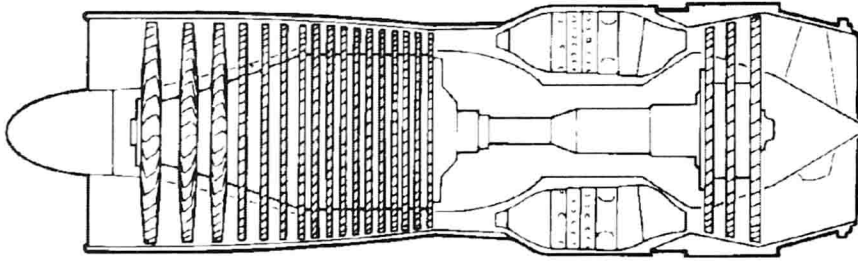


图 1.5 单轴轴流式涡轮喷气发动机简图

(2) 涡轮风扇发动机

又称内外涵发动机。它由两个同心圆筒的内涵道和外涵道组成，在内涵道中装有涡轮喷气发动机的部件——压气机、燃烧室和涡轮，在外涵道中装有由内涵转子带动的风扇。发动机的推力是内、外涵道气流反作用力的总和。外涵道空气流量与内涵道空气流量之比称为流量比，又称涵道比。如图1.6所示。

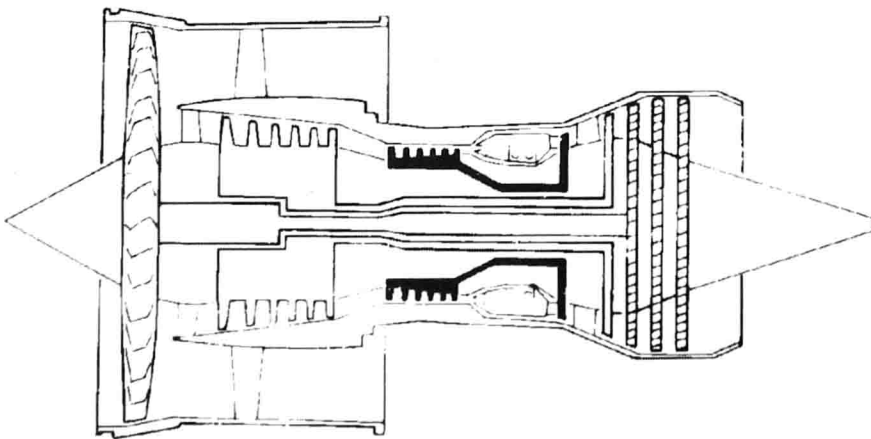


图 1.6 涡轮风扇发动机简图

(3) 涡轮螺旋桨发动机

涡轮螺旋桨发动机，在这类发动机中，涡轮除带动压气机供给发动机所需的空气外，还带动螺旋桨，产生飞机前进的拉力。由尾喷管喷出的燃气流所产生的推力只占飞机前进力的很少一部分（10%）。从结构上讲，这类发动机还多一个部件——减速器。如图 1.7 所示。

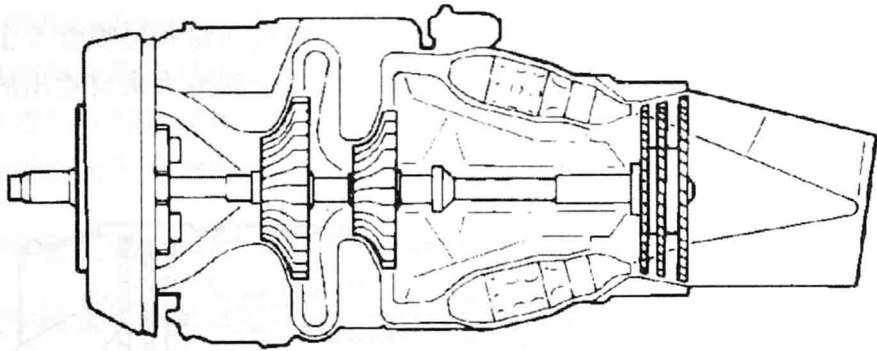


图 1.7 单面进气双级离心式涡轮螺旋桨发动机简图

(4) 涡轮轴发动机

若在涡桨发动机中，发动机输出轴不带动螺旋桨，而用来输出功率，例如带动直升机的旋翼、舰艇的推进器或地面的发电机等，则这种燃气涡轮发动机称为涡轮轴发动机。如图 1.8 所示。

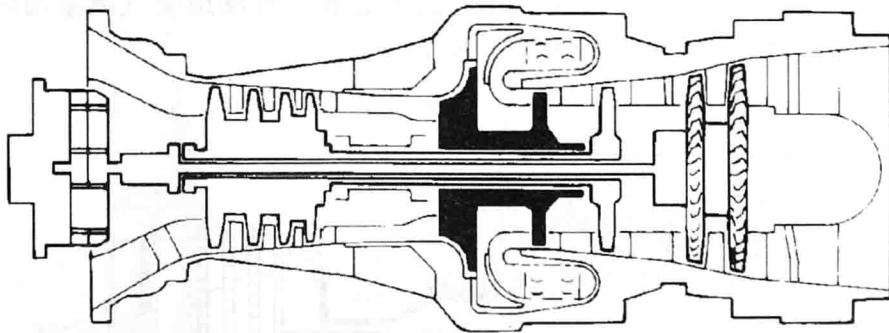


图 1.8 双轴涡轮轴发动机（带自由动力涡轮的）简图

涡轮发动机还可以根据主要部件的特性分为：轴流式压气机、离心式压气机和混合压气机的燃气涡轮发动机；分管燃烧室、环管燃烧室和环形燃烧室的燃气涡轮发动机；单级涡轮、双级涡轮和多级涡轮的燃气涡轮发动机；单转子、双转子和三转子的燃气涡轮发动机。

燃气涡轮发动机还可以根据其他特性分类。例如在涡扇发动机中，根据外涵道的特

性可以分为短外涵涡扇发动机和长外涵涡扇发动机。根据风扇的位置又可分为前风扇和后风扇。在涡轴发动机中，根据输出轴伸出的方向可以分为前伸出轴和后伸出轴的涡轴发动机。

各种类型的燃气涡轮发动机都具有一个共同的特点，就是首先将空气和燃油转变成高温高压燃气。发生燃气的部件，即压气机、燃烧室和带动压气机的涡轮称为燃气发生器。因为燃气发生器产生的高温、高压燃气的能量或者在尾喷管内继续膨胀，高速喷出产生推力，或者在后续涡轮内继续膨胀获得机械功，带动风扇、螺旋桨或其他装置，以此形成了不同类型的燃气涡轮发动机。通常将位于燃气涡轮发动机中心，工作在高温、高压和高转速状态下的高压转子和燃烧室称为核心发动机。它是燃气涡轮发动机的关键部件，也是技术要求最高的部件，燃气涡轮发动机性能的好坏在很大程度上取决于它。有了一个好的核心机，加上其他部件，就可得到各种类型的燃气涡轮发动机。

目前，民航使用最广泛的燃气涡轮发动机是涡轮风扇发动机，如 CFM56、RB211、PW4000、GE90 和瑞达 800 等。它们代表了目前民用燃气轮机的水平。其特点是普遍采用跨音速压气机，高性能短环形燃烧室，高温高负荷燃气涡轮，从而使得发动机总增压比达到 24~39，涡轮进口温度达到 1700 K，再加上发动机涵道比高达 4~10，就构成了所谓“三高”的涡扇发动机。这主要是为了满足大型客机起飞推力大、耗油率低、噪音小、减少排气污染、降低运转费用和便于维护的要求。

1.2 涡轮喷气发动机的推力和效率

1.2.1 推力的产生

涡轮喷气发动机不同于航空活塞式发动机，它既是热机，又是推进器。作为热机，它把热能转换为机械能，以进出口动能之差表示它的循环功；作为推进器，是因为进出口速度有变化，才有动量差，因而产生了推力。当然，产生推力的一般也不只是发动机进出口的动量差。

严格地说，涡轮喷气发动机的推力，应当是发动机提供给飞机，克服飞机前进的阻力或使飞机加速而做功的力，通常把这叫做涡轮喷气发动机的有效推力。比如发动机在机翼下外挂，则发动机的有效推力是扣除短舱的阻力之后，通过挂架传给飞机的推力。

如图 1.9 所示，用虚线围绕，取一控制体。0-0 表示发动机进气道前气流未受扰动处的截面，截面积为 A_0 ，压力为 p_0 ，温度为 T_0 即为当地的大气条件。当飞机以飞行速度 c_0 飞行时，也可看做为气流以 c_0 速度流向静止的发动机。01-01 为进气道进口截面。从 0-0 到 01-01 为一进口的流管。5-5 为发动机喷管的出口截面，截面积为 A_5 ，相应的压力和温度为 p_5 和 T_5 ，气流以速度 c_5 排出发动机。从 01-01 到 5-5，虚线表示短舱外壁的气流。

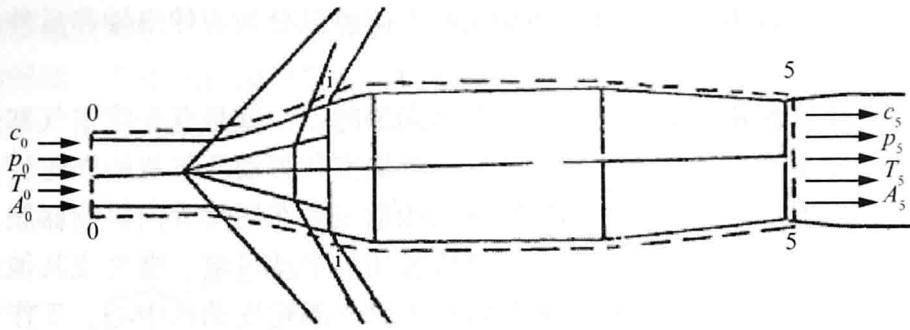


图 1.9 发动机推力的产生

我们把虚线所包围的包括短舱在内的发动机视为一个实体，一股气流从发动机的内部流过，有力的作用，与此同时，外部的气流对发动机短舱也有力的作用。因此，发动机的有效推力，应当是这两部分合力在轴向的投影。

由于外部的气流对发动机短舱的作用力的大小和方向，与发动机短舱的外形、发动机在飞机上的安装位置，以及飞机的飞行条件等有密切联系。因此，在单独讨论发动机推力时，可以不考虑这些因素。而且，在以后的讨论中，也并不使用发动机的有效推力。这样一来，就可以用牛顿第二、三定律说明推力的产生：空气以速度 c_0 流入发动机，而燃气以 c_5 流出发动机， c_5 大于 c_0 ，说明气体流过发动机时被加速，由牛顿第二定律知，有力作用于气体，由牛顿第三定律知，有作用力就有反作用力，反作用力是气体对壳体的作用力，也就是推力。

当燃气在喷管出口完全膨胀时，由牛顿第二定律知：

$$F = G_g c_5 - G_a c_0 \quad (1-1)$$

式中： F ——发动机的推力；

G_a ——发动机的进口空气流量（千克/秒）；

G_g ——发动机的出口燃气流量（千克/秒）；

c_0 ——发动机的进口空气速度（米/秒）；

c_5 ——发动机的出口燃气速度（米/秒）。

在前面对涡轮喷气发动机的分析中，为了方便起见，取 $p_5 = p_0$ 。实际上常常是不相等的，当燃气在喷管中不完全膨胀时，

$$F = G_g c_5 - G_a c_0 + (p_5 - p_0) A_5 \quad (1-2)$$

所以，从公式（1—2）可以看出，推力由两部分组成，一部分是动量差 $G_g c_5 - G_a c_0$ ，一部分是喷管出口与外界的压力差 $(p_5 - p_0) A_5$ 。当燃气在喷管出口完全膨胀时，如果忽略流经发动机的燃气和空气质量流量的差别，则

$$F = G_a(c_5 - c_0) \quad (1-3)$$

如果发动机在地面台架上，即 $c_0 = 0$ ，则

$$F = G_a c_5 \quad (1-4)$$

1.2.2 热效率、推进功率和推进效率

涡轮喷气发动机作为热机，将燃油的化学能转变为通过发动机气流的动能增量。气流动能增量 $G_a(c_5^2 - c_0^2)/2$ 与燃油完全燃烧所放出的热量 Q 之比，称为喷气发动机的热效率，用 η_t 表示。等于单位时间内燃油完全燃烧所放出的热量 Q 有多少用来增大通过发动机的气流机械功率，它表明热机的喷气发动机的完善程度。而影响喷气发动机循环热效率的因素，我们将在第二章中讨论。

$$\eta_t = \frac{G_a(c_5^2 - c_0^2)/2}{Q} \quad (1-5)$$

发动机发出推力，推动飞机前进。当飞机做等速平飞时，则推力等于阻力，也就是发动机推力用以克服飞机前进的阻力而做功。发动机的推进功率就是推力 F 乘以飞行速度 c_0 。而另一方面，发动机在热力循环中所产生的功率 N 以可用动能的形式表述：

$$N = G_a W = G_a \frac{c_5^2 - c_0^2}{2}$$

注意：这是在假定 $p_5 = p_0$ ， $G_g = G_a$ 的条件下得到的。

可用的动能被用来完成推进功的只是其中的一部分，推进效率就是单位时间内发动机完成的推进功 Fc_0 和可用动能 $G_a(c_5^2 - c_0^2)/2$ 之比：

$$\eta_p = \frac{Fc_0}{G_a \frac{c_5^2 - c_0^2}{2}} \quad (1-6)$$

式中： η_p ——推进效率。按喷管出口完全膨胀的假定条件， $F = G_a(c_5 - c_0)$ ，则：

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{c_5}{c_0}} \quad (1-7)$$

由式(1—7)得知,推进效率仅取决于发动机的排气速度和飞机的飞行速度的比值。比值越大,推进效率越小。极限的情况是:当 $c_0 = 0$,则 $\eta_p = 0$ 。这相当于发动机在地面台架上,飞行速度为零,因而也就没有推进功;当 $c_0 = c_5$,则 $\eta_p = 1$,但这时的推力 $F = 0$,在没有推力的情况下, $\eta_p = 1$ 是没有意义的。由此可知,在飞行中,只要发动机的推力不为零,推进效率总是小于1,也就是总要损失一部分能量。每千克质量流量所损失的能量是可用动能和推进功之差,为:

$$\frac{c_5^2 - c_0^2}{2} - (c_5 - c_0)c_0 = \frac{(c_5 - c_0)^2}{2}$$

前进中的飞机,飞行速度为 c_0 ,发动机的排气速度相对于发动机是 c_5 。当我们在地面上观察,进入发动机前方的大气是静止的,而从发动机排出的气体,则以 $c_5 - c_0$ 的速度向着飞机前进的相反方向运动,动能为 $(c_5 - c_0)^2/2$,这就是遗留在空中的动能损失。当 $c_0 = 0$ 时,则全部可用动能以动能 $c_5^2/2$ 的形式损失在空间,不产生任何推进功。

从这里可以看出:排气速度与飞行速度差别越大,动能损失越多。

1.2.3 总效率

涡轮喷气发动机的总效率表示加入燃烧室的燃油完全燃烧时放出的热量,有多少转变为推动飞机前进的推进功。

$$\eta_0 = \frac{Fc_0}{G_a q_s} \quad (1-8)$$

式中: q_s ——向每千克空气所提供的热量。

总效率反映了发动机作为热机和推进器的完善程度,是表示发动机经济性的指标。它和热效率、推进效率的关系是:

$$\eta_0 = \eta_t \cdot \eta_p \quad (1-9)$$

涡轮喷气发动机的热效率约为0.25~0.40,推进效率约为0.50~0.75,总效率约为0.20~0.30或更高些。

从效率的数字范围可以粗略地看出,涡轮喷气发动机在提高经济性方面还有很大的

潜力。一方面是从提高热效率入手，改善循环参数，如提高循环总的增压比和涡轮前的燃气温度，或设计高效率的部件；另一方面从提高推进效率入手，设法使排气速度和飞行速度之差减小。以上这些，也就是当前涡轮喷气发动机进一步发展的重要方向。

1.2.4 沿流程参数变化

图 1.10 表示沿涡轮喷气发动机流程工质的总压、总温和流速的变化。从标注的数字上，我们能有一个大致的概念，并看出各部件所起的作用。

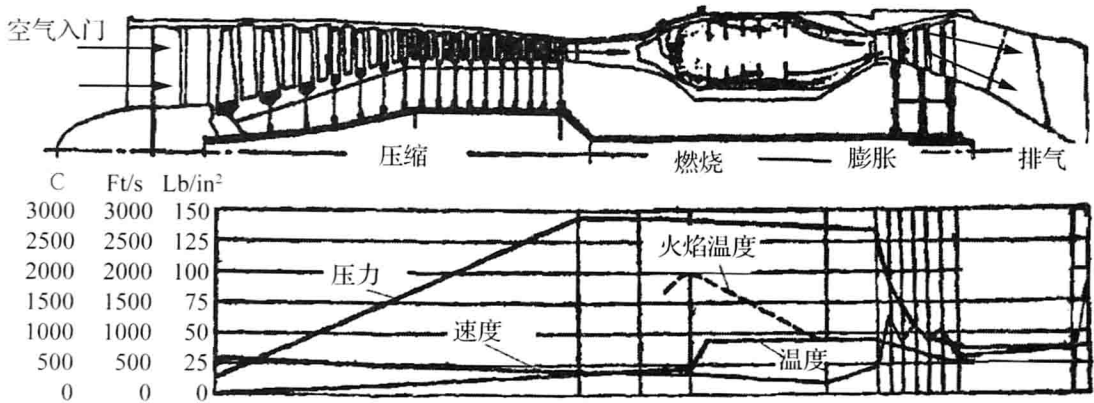


图 1.10 沿发动机流程参数变化示意图

为了表述方便，对单转子涡喷发动机用数字表示发动机的站位：

- 0 站位：发动机的远前方，那里的气流参数为 p_0 等。
- 1 站位：进气道的出口，压气机的进口，气流参数为 p_1 等。
- 2 站位：压气机的出口，燃烧室的进口，气流参数为 p_2 等。
- 3 站位：燃烧室的出口，涡轮的进口，气流参数为 p_3 等。
- 4 站位：涡轮的出口，喷管的进口，气流参数为 p_4 等。
- 5 站位：喷管的出口，气流参数为 p_5 等。

双转子和三转子发动机的站位表示方法与单转子表示方式相似，不同的发动机制造公司表示站位的下标略有不同。

1.2.5 几个重要的参数

1. 涡轮前燃气总温 T_3^*

最重要、最关键的一个参数，也是受限制的一个参数，涡轮前燃气总温的高低表示了发动机性能的高低，在使用过程中它不应超过允许的最高值，否则会烧坏涡轮等高温部件。因为涡轮前燃气总温 T_3^* 分布不均，测量很困难，在实际使用中不进行测量。

2. 发动机排气温度 EGT (Exhaust Gas Temperature)

发动机排气温度常用符号 EGT 表示, 一般它是低压涡轮后燃气的总温 T_4^* , 它是燃气发动机实际使用中的重要监控参数, 现代飞机上通常采用多点并列的镍铬-镍铝材料热电偶测量 EGT, EGT 的高低反映了发动机涡轮前总温 T_3^* 的高低, 每台发动机都有不应超过允许的最高值, 即红线 EGT。实际使用中的发动机 EGT 的变化反映发动机性能的变化; 它的变化可以反应发动机各部件的故障, 而发动机部件性能的衰退, 都会导致 EGT 升高。发动机实际 EGT 与红线 EGT 之差, 称为 EGT 裕度, 它的大小是发动机性能衰退的一个重要标志。例如: 燃气发动机压气机叶片脏, 会使 EGT 升高; 飞机起飞时, 发动机在高功率状态下工作, 压气机放气活门漏气, 也会使 EGT 升高。

3. 发动机的压力比 EPR (Engine Pressure Ratio)

低压涡轮后的总压与低压压气机进口处的总压之比, 用符号 EPR 表示。对于高涵道比的涡轮风扇发动机, 也可以用发动机出口总压与进口处的总压之比表示。它是表征发动机推力的参数之一, 气体的总压代表气体的机械能, 燃气的总压高, 燃气的做功能力大, 发动机的推力就大。

4. 低压转子的转速 N_1

燃气发动机的转速越高, 推力越大。特别是高涵道比的涡轮风扇发动机, 推力主要由风扇产生, 因此, 风扇的转速 N_1 是表征发动机推力的参数之一。

1.3 涡轮喷气发动机的性能指标和基本要求

1.3.1 涡轮喷气发动机的性能指标

1. 推力性能指标

涡轮喷气发动机是飞机的动力装置, 它的最终效果就体现在对飞机所起的作用上。因此, 我们把下列几个主要的直接与飞机性能有关的参数定为发动机的性能参数, 或称为性能指标。

1) 推力 F

推力是涡轮喷气发动机最主要的性能指标。推力的国际制单位是牛顿 (N)。

我们知道, 一般的发动机, 也包括航空活塞式发动机, 都是以功率作为性能指标的, 而涡轮喷气发动机为什么要用推力呢? 这是因为活塞式发动机发出的是功率, 通过螺旋桨转变为拉力, 螺旋桨是推进器, 对飞机做推进功, 就活塞式发动机而言, 是发出