

机发动机和燃气涡轮

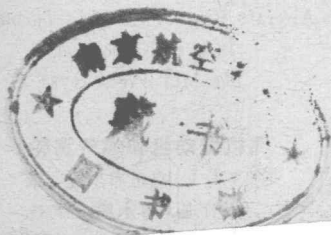
V231
1001-1

国防工业出版社

飞机发动机和燃气涡轮

[美] J.L. 克里布罗克 著

谢竹虚 曹永明 译



国防工业出版社

478061

内 容 简 介

本书是美国麻省理工学院的飞机发动机教材。内容包括发动机的原理、结构、部件匹配、噪音、高超音速发动机以及飞机推进系统分析等方面。取材较新，反映了1977~1978年的发展水平。内容较广泛而又有一定的深度，故它适用于已学过气动力学、热力学、固体力学及有关数学的高年级学生以及没有学过航空发动机的研究生。虽然书中引用的有关计算公式有的较深较难，但该书尽量避免烦琐的公式推导，并力图从物理意义上解释影响和限制发动机性能的主要因素，以及进一步发展碰到的主要问题，故它也适用于已从事航空专业工作的科技人员作为了解飞机推进系统发展现状和主要问题的参考书籍。

Aircraft Engines and Gas Turbines

Jack L. Keferbrock

The MIT Press 1978

*

飞机发动机和燃气涡轮

〔美〕J. L. 克里布罗克 著

谢竹虚 曹永明 译

*

国防工业出版社 出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

850×1168¹/₃₂ 印张 9¹/₂ 插页 1 238 千字

1933年2月第一版 1983年2月第一次印刷 印数：0,001—1,600册

统一书号：15034·2431 定价：1.20元

前 言

本书打算概略介绍飞机推进系统工程，重点在发动机但不包括其设计方面的内容。自从燃气涡轮动力装置在五十年代广泛地用于军用飞机、六十年代又广泛地用于民用飞机以来，燃气涡轮发动机已有了显著的进步。因此，学生在未毕业或刚毕业的阶段，必须清楚地了解这些装置的特性。这种了解对于进入工业部门从事专业工作以及从事这方面的研究来说，都是基本的。这种包括流体力学、固体力学、化学、自动控制、甚至还有心理学（因为有飞机噪音问题）的复杂工程系统的了解，除了其实际用处外，还有内在的价值。目前，作这种了解所需的基本资料广泛地分散在技术文献和技术资料中。本书的目的是以统一的形式综合引述这些资料，使学生能够了解为什么飞机推进系统已发展到了目前的水平，从而能为其进一步的发展做出贡献打下基础。

在机车和固定式装置中应用的燃气轮机也迅速地发展起来了。它们应用了许多与飞机燃气涡轮相同的技术，从飞机发动机近二十年来的发展中得到了巨大的益处。虽然本书主要是针对飞机发动机，然而各部件技术的讨论同样可应用于其他装置中。第二、三章中还包括了机车和固定式装置发动机的某些循环分析。

本书是以逐渐增加其复杂程度的方法来论述推进系统。起初，在第一章中我们只从现象上讨论发动机将热能变为机械能再变为推力的过程。然后在第二章中，在理想循环分析的范围内讨论几种类型的发动机，在分析中是以参数代表实际发动机的部件而不具体涉及发动机结构。这一章建立了发动机性能同压气机压缩比和涡轮进口温度的关系，以及推力和比冲量随飞行马赫数的变化趋势。在第三章中，对于很少几种发动机，还要更多地从定量上

来重复第二章的理论，以得到发动机循环中非理想性的影响。

第四、五、六和七章研究发动机每个主要部件要达到循环分析中所假设的参数性能而需要的机械特性。在这一阶段必须摘取和解释这个领域内的大量文献，以阐明重要的实际限制和发展趋势而不致使读者陷入大量的分析和有关的资料中。自然，本书受到我自己观点的强烈影响。如果它不够详细或遗漏了某些内容，我希望这本综述性的书将有助于认真的学生自己去弥补这些不足之处。

第八章是将第四、五和六章中叙述的部件特性综合为一个完整的燃气发生器和一个完整的推进系统。本章还力图以一个适当统一的方法来论述发动机控制问题，进气道-发动机和发动机-尾喷管匹配问题以及进气道畸变问题，这些问题对系统的最后性能有强烈的影响。

飞机发动机产生噪音的机理在第九章中讨论。发展到目前状态，噪音问题乃是高深的数学和高度的经验的问题。虽然这一章里的数学比其他章里的要稍深一些，但对于一个学习较好的大学三、四年级学生来说是应能看得懂的。总之，本书已注意到尽量做些不依赖于数学的物理意义方面的论述。

因在很高马赫数飞行时会使流过发动机的空气具有复杂的化学特性，故对于马赫数超过6的吸气式推进器的可能性将在第十章单独讨论，包括高温燃烧产物的热化学问题。

最后，第十一章是论述推进系统分析中一些较简单的技术，见习设计者可用它来确定哪种发动机的研制过程又长又费钱。

为了学懂本课程，要求学生先要学好气动力学、热力学和固体力学以及有关的适当的数学。这些内容将不在本书里复习，但有些可压缩气流的结论被收集在第四章的开头。虽然本书是从麻省理工学院一个学期的飞机发动机教材发展而来的，但其内容要比适合于一学期内教完的要多。一本良好的用于一个学期的飞机发动机的大学教材可由第一章和第二章以及从其他章中选出下列

章节来组成:

第三章: 3.1~3.5, 3.7

第四章: 4.1, 4.2.2.1~4.2.2.3, 4.3, 4.4.3, 4.4.4

第五章: 5.1, 5.2.2, 5.2.3, 5.2.5, 5.3, 5.4, 5.5, 5.6

第六章: 6.1, 6.1.1, 6.2, 6.3, 6.3.1, 6.3.2, 6.4

第七章: 7.1~7.3

第八章: 8.1, 8.2, 8.4

整个教材也适用于没有事先学过飞机发动机的一年级研究生。

目 录

第一章 概念介绍	1
1.1 热效率	2
1.2 推进效率	2
1.3 比冲量和航程	3
1.4 冲压喷气发动机	4
1.5 涡轮喷气发动机	6
1.6 涡轮风扇发动机	8
1.7 涡轮轴发动机: 再生	9
1.8 固定式燃气涡轮: 前置机组	10
1.9 能量转换、马赫数、雷诺数	11
1.10 应力	13
1.11 噪音	14
1.12 推力和阻力	14
1.13 几种发动机剖视图	17
习题	23
第二章 理想循环分析: 发展方向	24
2.1 滞止温度和压力	25
2.2 冲压喷气发动机	26
2.3 涡轮喷气发动机	29
2.4 加力涡轮喷气发动机	33
2.5 涡轮风扇发动机	36
2.6 加力涡轮风扇发动机	39
2.7 涡轮螺旋桨发动机	41
2.8 再生式燃气涡轮发动机	45
2.9 前置燃气涡轮发动机	47
2.10 涡轮进口温度的重要性	49
习题	52
第三章 定量循环分析	54
3.1 燃气性质的变化	54

VIII

3.2	扩压器的压力恢复	55
3.3	压气机和涡轮效率	56
3.4	燃烧室效率和压力损失	58
3.5	不完全膨胀损失	59
3.6	热交换器效能和压力损失	59
3.7	有损失的涡轮喷气发动机	60
3.8	有损失的再生式燃气涡轮发动机	66
3.9	有损失的燃气涡轮-蒸气组合循环	69
3.10	结束语	72
	参考资料	72
	习题	72
第四章 非旋转部件		74
4.1	气动力学综述	74
4.2	扩压器	87
4.3	尾喷管	102
4.4	燃烧室和加力燃烧室	109
	参考资料	124
	习题	124
第五章 压气机		127
5.1	由转子到流体的能量转换	127
5.2	压气机几何形状和气流流态	134
5.3	级压缩比的限制以及效率同质量流量的综合考虑	155
5.4	级特性; 折合参数	161
5.5	多级压气机	163
5.6	失速和喘振	166
5.7	离心式压气机	168
	参考资料	175
	习题	176
第六章 涡轮		178
6.1	涡轮级特性	180
6.2	涡轮叶型	185
6.3	涡轮冷却	188
6.4	涡轮的相似性	199
	参考资料	200

习题.....	201
第七章 发动机叶片机结构	203
7.1 离心应力	203
7.2 叶片上的气动弯曲负荷	207
7.3 热应力	210
7.4 临界转速和振动	212
7.5 叶片颤振	218
参考资料.....	221
习题.....	221
第八章 部件匹配和发动机性能	223
8.1 压气机-涡轮匹配; 燃气发生器.....	223
8.2 燃气发生器-尾喷管匹配.....	226
8.3 发动机-进气道匹配和畸变.....	226
8.4 总性能	228
8.5 调节和加速性	230
参考资料.....	236
习题.....	236
第九章 飞机发动机噪音	238
9.1 噪音源: 不稳定气流	241
9.2 喷气噪音	246
9.3 叶片机噪音	254
9.4 噪音的测量和规章	262
参考资料.....	266
习题.....	267
第十章 高超音速发动机	268
10.1 高超音进气道.....	271
10.2 对高速气流的加热.....	273
10.3 化学反应放出的热.....	276
10.4 尾喷管和性能.....	280
10.5 冷却.....	281
参考资料.....	283
习题.....	284
第十一章 推进系统分析	285
11.1 起飞.....	286

X

11.2 爬升和加速.....	287
11.3 巡航.....	291
11.4 机动性.....	292
参考资料.....	293
习题.....	293

索引 (略)

第一章 概念介绍

飞机发动机和燃气涡轮都是热机，在热机中，由燃油同空气燃烧产生的（或者由核反应堆得到的）热能以这样或那样的方式转变为有用功。转变效率——输出的有用功同由燃料或反应堆输入的能量之比——是主要的和人们日益关心的事。

当燃气涡轮以轴马力形式输出有用功来驱动轮式运载工具、机器或发电机时，其效率通常可用热力学中已熟悉的“热效率”来表示，热效率定义为输入的热能中有多少转变为机械功。

在飞机推进器中，发动机的有用功是推进飞机所做的功。于是定义第二个效率即推进效率是合理的，它是推进功同总机械功之比。虽然对其他用途的燃气涡轮能定义类似的利用效率，但推进效率是特别重要的，因为在决定飞机发动机的构造形式上它起着主要作用。总效率是热效率和推进效率之积，对不同的飞行状态，为了取得最佳总效率而出现了不同类型的发动机——冲压喷气、涡轮喷气、涡轮风扇和涡轮螺旋桨。

然而，总效率并不是设计发动机的唯一准则。飞机发动机的重量和尺寸也很重要。当最好的发动机的成本很高时，成本也成为一个重要因素。近来，民用飞机的起飞噪音已成为一个主要问题，因而每单位推力的噪音已成为发动机设计的一个重要准则。

在机车中，由于成本的限制，人们设计了比飞机发动机简单得多且效率低得多的发动机。固定式装置用的发动机，可靠性、效率和成本是决定性的，而尺寸和重量则不甚重要。

本章目的是叙述燃气涡轮的基本特性，这些特性有些是热力学，有些是流体力学，有些是机械的问题，它们影响和限制着燃气涡轮在不同场合下的应用。

1.1 热效率

热能转变为机械能是遵循热力学定律的。这些定律确定了热效率的上限，此热效率仅取决于发动机工质在加热和排热时的温度。大多数燃气涡轮用大气做为冷源，因而可达到的最低排热温度就是大气温度，用 T_0 表示。可达到的最高加热温度原则上仅受燃烧过程（或核反应堆）特性的限制，实际上它可能受到材料耐温性能的限制。如果最高加热温度用 T_m 表示，则最大可能的热效率为在这两个温度极限值之间工作的卡诺循环的热效率，表示为

$$\eta_0 = 1 - \frac{T_0}{T_m} \quad (1.1)$$

在同温层（高度在 11~30 公里之间）， T_0 近似为 217K。目前飞机的燃气涡轮最高温度接近 1500K，因此 η_0 近似为 0.85。机车和固定式燃气涡轮的最高温度，由于成本和寿命的原因，一般低于 1300K，而排热温度大约为 300K，所以 η_0 约为 0.77。实际发动机的热效率都低于上述值。为了对比，蒸气动力装置的最大可能效率接近 0.66。

1.2 推进效率

推进效率与热效率不同，它表示两种机械能形式之间的转换，仅受力学定律的约束，且原则上可接近于 1。其定义为

$$\eta_p = \frac{\text{传给飞行器的推力功率}}{\text{排气的净机械功率}}$$

分子等于推力乘以飞行速度，而分母为气流的质量流量同发动机给予气流的动能的增量之积。

根据动量守恒，流过发动机的气流对发动机的作用力等于气流动量变化对时间的比值。如果单位时间的质量流量为 m ，飞行速度为 u_0 ，排气速度为 u_e ，则推力为

$$F = \dot{m}(u_e - u_0) \quad (1.2)$$

而推进效率为

$$\eta_p = \frac{\dot{m}(u_e - u_0)u_0}{\dot{m}(u_e^2/2 - u_0^2/2)} = \frac{2u_0}{u_e + u_0} \quad (1.3)$$

推进效率随排气速度与飞行速度之比的增加而减小。从 (1.2) 式可以看出, 对于一定的质量流量和飞行速度, 推力随 u_e/u_0 的增加而增加。因此, 在推进效率和单位质量流量的推力之间必须作一定的折衷。图 1.1 中所表示的这种关系一般可用于所有飞机发动机。增加质量流量一般意味着增加发动机的尺寸和重量, 并可能增加阻力。

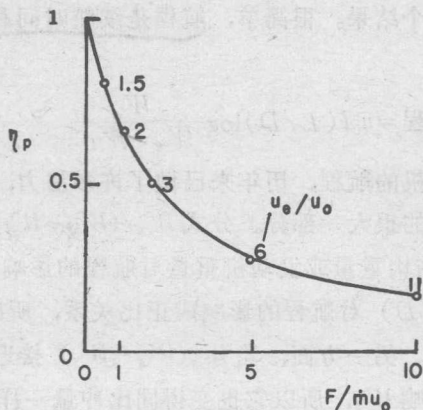


图 1.1 推进效率同每单位进口空气动量的推力之间的函数关系, 以排气速度和飞行速度的比值作为参数

1.3 比冲量和航程

根据效率来讨论发动机型式会联系到循环分析和热力学, 从而能给推进系统特性提供一个直观的了解; 但推进系统的效率通常还可用比冲量来表示, 定义为单位燃料重量流量产生的推力。这个量直接引入飞机部分重量变化的计算中。比冲量用 I 表示。

假设飞机作稳定的直线水平飞行, 则推力 F 必将等于阻力 D 。飞机结构的气动力性能用升阻比 L/D 来表示。由于升力必须等

于飞机的重量 W ，于是 $F=W/(L/D)$ 。现在，飞机的重量由于燃料消耗而减小，根据 I 的定义，减小的速率是 $dW/dt=-F/I$ ，于是：

$$\frac{dW}{dt} = -\frac{W}{I(L/D)}$$

如果 I 和 (L/D) 是不随时间变化的常数，则续航时间由下式所示：

$$t = I(L/D) \log \frac{W_g}{W_g - W_f} \quad (1.4)$$

式中 W_g 为初始(总的)重量而 W_f 是所消耗的燃料重量。通常用航程来表示这个结果。很简单，航程是续航时间和飞行速度 u_0 之积，因此：

$$\text{航程} = u_0 I(L/D) \log \frac{W_g}{W_g - W_f} \quad (1.5)$$

为了增加飞机的航程，历年来已做了许多努力，结果，燃料重量成为总重量的很大一部分。分式 $W_g/(W_g - W_f)$ 远大于1，在这种情况下，结构重量或发动机重量对航程的影响成对数关系，而 I 、 u_0 和 (L/D) 对航程的影响成正比关系，所以注意力应放在这些因素上。另一方面，当 $W_g/(W_g - W_f)$ 接近于1时，由于发动机重量影响 W_g ，所以它也变得同比冲量一样重要了。

当整个推进系统总效率简化为 $\eta = Fu_0/(-dW/dt)h = Fu_0/(F/I)h$ 时，其中 h 是燃料中含的能量，则比冲量能进一步同效率联系起来。于是(1.5)式中的因子 $u_0 I$ 简单地表示为 ηh ，即燃料中所含的能量(单位可以是英尺·磅/磅或者公斤·米/公斤)和所采用的效率的乘积。对于液体碳氢燃料， h 的值约为 4800×10^8 公斤·米/公斤，对于氢， h 的值是 14300×10^8 公斤·米/公斤，甲烷为 5600×10^8 公斤·米/公斤。

1.4 冲压喷气发动机

从概念上来说，冲压喷气发动机是最简单的飞机发动机。图

1.2 是这种发动机的纵剖面简图。此图只集中注意流过发动机的气流的特性（用虚线表示进口和出口的流管），且仅描述了发动机内部的作用。其组成部分为：一个进气道（扩压器）、一个燃烧室（燃烧器）和一个尾喷管。进气道把相对于发动机的气流速度从飞行速度 u_0 降低到较小的数值 u_2 。空气每单位质量的动能差 ($u_0^2/2 - u_2^2/2$) 转变为热能的增值，因而 $T_2 > T_0$ ；同时，压力也从 p_0 增至较高值 p_2 。然后，燃料与空气混合，混合气在燃烧室内燃烧。如果速度 u_2 远小于音速（马赫数 $M_2 \ll 1$ ），则接近于等压燃烧；其结果是流体的热能增加而密度下降。在尾喷管里，气流理想地膨胀到初始的压力，结果温度从 T_3 降到 T_4 而动能则获得增量 $u_4^2/2 - u_3^2/2$ 。由于 T_3 大于 T_2 ，第 3 和第 4 截面之间的热能差就大于第 2 和 0 截面间的热能差；因而尾喷管中的动能变化就大于进气道中的动能变化，故 u_4 大于 u_0 。每单位质量流量的动量变化 $u_4 - u_0$ 就产生了推力。

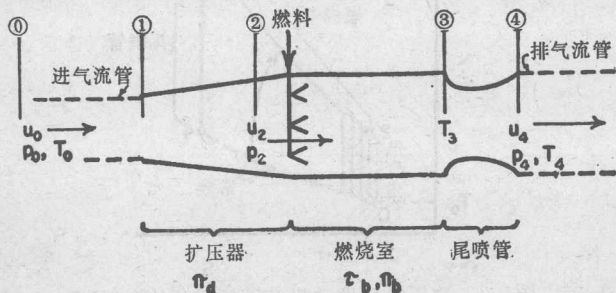


图1.2 冲压喷气发动机简图

从热能转换为机械能，在理想情况下由勃莱顿循环(Brayton cycle)表示，如图 1.3 所示。这个循环可以设想为许多卡诺循环的叠加，这些卡诺循环由小的矩形表示，每一个卡诺循环的温度比为 $T_2/T_0 = T_3/T_4$ 。与此相应，此循环的最大可能效率为

$$\eta_B = 1 - T_0/T_2 \quad (1.6)$$

只有假定 T_2 趋近于 T_3 时，即假定所有的温升都发生在进气道中

而不是在燃烧室中，这个最大的效率才能趋近于极限的卡诺效率 η_c 。于是理想冲压喷气发动机的热效率受进气道压缩过程的影响，它决定了温度比 T_2/T_0 。在 $u_2 \ll u_0$ 的理想情况下，这个比值趋近于进气道气流的滞止温度和静温之比， $T_2/T_0 = 1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M_0^2$ ，因此：

$$\eta_B = \frac{\frac{1}{2}(\gamma - 1)M_0^2}{1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M_0^2} \quad (1.7)$$

式中 M_0 为飞行马赫数而 $\gamma = c_p/c_v$ 为比热比。当 $M_0 < 1$ 时， T_2/T_0 接近于 1，冲压喷气发动机的热效率就很小。当 $M_0 > 3$ 时，才成为高效率的发动机。

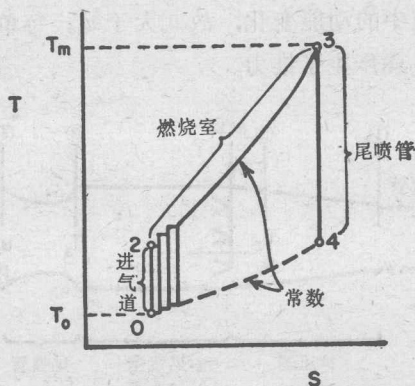


图1.3 冲压喷气发动机勃莱顿循环的温-熵图，由基本卡诺循环组成

在理想冲压喷气发动机中， u_4/u_0 （同时 η_p ）取决于燃烧室温度比 T_3/T_2 。对于一定的 u_0 ， T_3 增加则推力将增加，但推进效率却降低。

1.5 涡轮喷气发动机

在低马赫数时，冲压喷气发动机的性能很差这一缺点，在涡

轮喷气发动机中用加一压气机的办法得到了改善，如简图 1.4 所

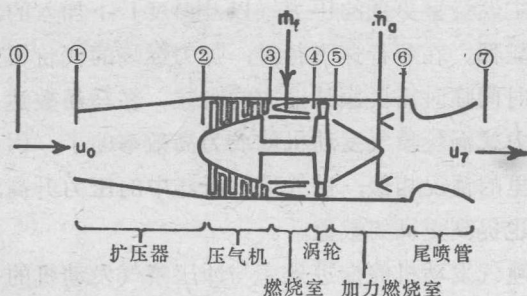


图1.4 涡轮喷气发动机简图

示。压气机使燃烧室前的空气压力和温度都升高，于是改善了循环效率。涡轮喷气发动机的理想勃莱顿循环由图 1.5 中的实线表示。热效率由下式表示：

$$\eta_b = 1 - T_0/T_3 \quad (1.8)$$

假如压气机的压缩比是 12，对应的理想压气机的温度比为 2.03，理想热效率约为 0.5。为了驱动压气机，涡轮所需的温度降约等于压气机温升。因为 $T_4 > T_3$ ， $T_4/T_5 < T_3/T_2$ ，随之 $p_5 > p_2$ 。因此，压气机、燃烧室和涡轮的组合称为燃气发生器，它使气流的压力和温度升高。

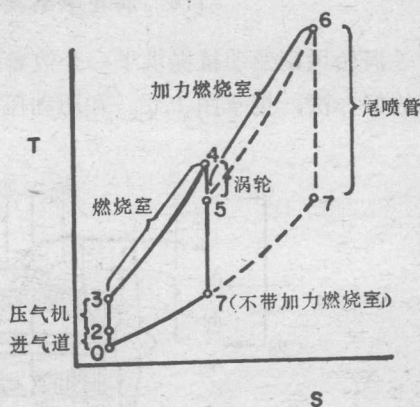


图1.5 涡轮喷气发动机勃莱顿循环的温-熵图，虚线表示带加力燃烧后的变化

目前，涡轮的材料限制了涡轮进口温度 T_4 ，使它低于燃烧室中燃料和空气按化学当量的混合所能达到的温度，因此，涡轮排出的燃气含有大量剩余的氧。在加力燃烧室中再加入燃料可得到