# 推进系统原理总结

## 热力学基础

### 理想气体

状态方程

* 标准大气压：101325 Pa = 1 atm
* 海平面大气密度：1.225 Kg/m3
* 标准情况下的大气，理想气体常数 = 287 J/(kg·K)
* 0 ℃ = 273.16 K

内能

焓

定容比热容

定压比热容

比热比

，

对于标准情况下的大气， =1.4

对量热完全气体， 为常数

声速

标准海平面大气的声速 =340.9 m/s

马赫数

### 热力学定律

热力学第一定律

熵的定义

* 熵
* 可逆地加于系统的热增量

实际上

* 不可逆过程中实际加在系统上的热增量
* 不可逆过程中，系统由于黏性消耗，热传导和质量耗散而产生的熵增

热力学第二定律

熵的实际计算：

可逆过程中

对量热完全气体

定义既绝热又可逆的过程叫做等熵过程。对量热完全气体，有**等熵关系式**

### 滞止参数

**流动定常、绝热、无黏、不做功**

由热力学第一定理，沿流线

对于量热完全气体 ，称**总温** ， **总焓** 。

如果所有的流线都来自均匀自由来流，那么总焓在不同流线也是相等的，在整个流场中为常数，等于自由来流对应的总焓。

**满足上面条件且等熵**

沿流线总焓相同，则量热完全气体有

称**总压** ，**总密度**

如果整个流动区域都是等熵的，则总压和总密度分别为常数。

可以定义滞止声速

对理想气体

**等熵关系式**

### 临界参数

亚声速流或者超声速流中，考虑流场中一点，流体微团**等熵**加速或减速至声速，对应的参数称为**临界参数**，用 “ ” 标记。

特征马赫数

## 准一维流动

### 控制方程

质量守恒

动量守恒

能量守恒

### 关系式

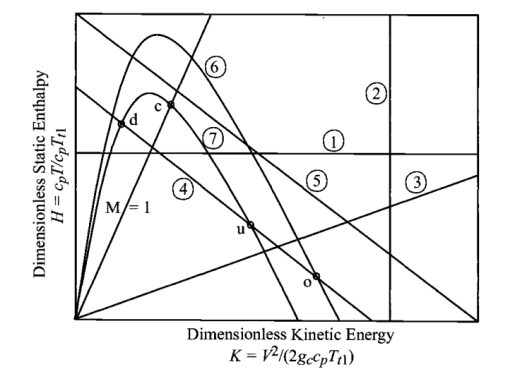
定义质量流动参数 [kg/(m^2·s)]

当 ，则 最小，MFP 达到最大值，此时为临界参数。

### 无量纲数

无量纲的焓

无量纲的动能



H-K 图，显示了代表性常量特性的等值线。

关键点：

* 点 o ：表示自由流参考状态，通常对应于流体的初始状态。
* 点 c ：表示在恒定冲量下的阻塞状态，这通常是指流体在特定条件下无法进一步通过的状态。
* 点 u 和 d ：表示法向冲击（normal shock）的终态，这两个点表示流体在通过冲击波前后的状态变化。

圈中的数字表示图中不同的常量特性的等值线，它们分别代表：

1. 静焓和静温。
2. 动能、速度和压力（仅适用于无摩擦加热或冷却的情况）。
3. 马赫数，表示流体速度与当地声速的比值。
4. 总焓和总温（在绝热条件下，即没有热传递的情况下）。
5. 加热后释放的绝热线，这条线表示流体在加热后释放热量的路径。
6. 冲量函数/流推力，和面积（仅适用于无摩擦加热或冷却的流动）。
7. 冲量函数，这个函数通常用来描述流动中的冲量变化。

### 推力

定义冲量函数

流体对管道的作用力

等熵流关系式

## 化学热力学

### 理想气体混合物

= 8.314 KJ/(Kmol·K)

摩尔分数

质量分数

混合物的分子质量

每个组分 相同，分压

混合物的

内能

焓

熵

定压比热容

定容比热容

### 燃烧

**形成焓**(enthalpy of formation, J/mol)

* h 上加一横表示平均。
* 右上角的 表示在标准状态(1atm，298K)其自然存在形式下。对于单质在其标准状态下，生成焓为0。

**热值** (J/mol)

**绝热燃烧温度**

定压情况下总焓守恒

## 火箭发动机

### 主要参数

火箭推进系统的推力

* 质量流率，单位时间内流经系统的质量。
* 喷气速度，从火箭喷口排出的气体相对于火箭的速度。
* 喷口压力。
* 周围环境的大气压力。
* 喷口面积。

有效速度

总冲量

比冲：单位推进剂重量所产生的总冲量

火箭系统的总质量

* ：有效载荷质量，即火箭需要运输的货物或设备的质量。
* ：推进剂质量，火箭为了产生推力而消耗的燃料和氧化剂的总质量。
* ：干重，火箭本身的结构、发动机、导航和控制系统等的总质量。

推进剂完全消耗后的质量

有效载荷质量比

其他质量比

火箭系统的质量比：火箭系统的初始质量与推进剂完全消耗后的质量之比

冲量重量比

推力重量比

喷射功率

化学反应能

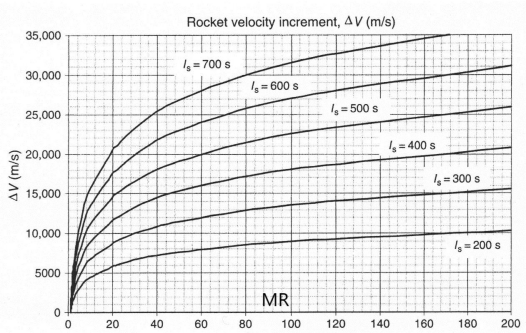
实际化学反应能

飞行器的功率

火箭发动机的内部效率：喷射功率/实际化学反应能 （化学能 → 喷射动能）

推进效率：（喷射动能 → 飞行器功率）

### 火箭方程



**宇宙速度**

低地轨道，

* 不考虑重力和空气阻力 7800 m/s
* 考虑重力，不考虑空气阻力 8000 m/s
* 考虑重力和空气阻力 9140 m/s

**多级火箭系统**

### 喷管计算

燃烧室总温 ，总压 ，速度为 0 。经过收缩-扩张喷管。等熵流。

喉部马赫数为 1，质量流率最大。

定义

理论推力(ideal)

最佳推力(opt)，最佳膨胀，

最大推力(max)， ，喷管出口无穷大

理论特征速度

推力系数，0.6~2.2，无量纲，比较不同大小的发动机

有效速度

混合质量比

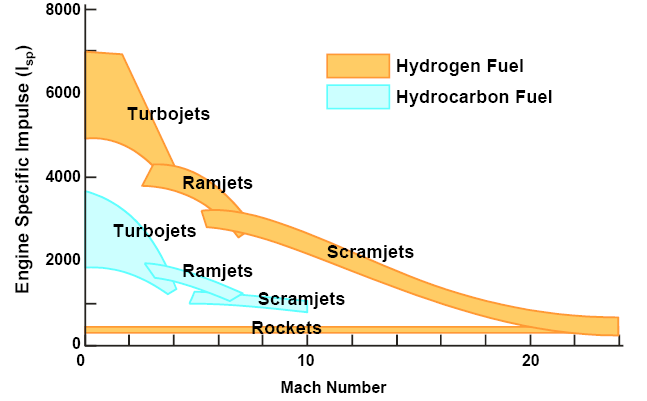
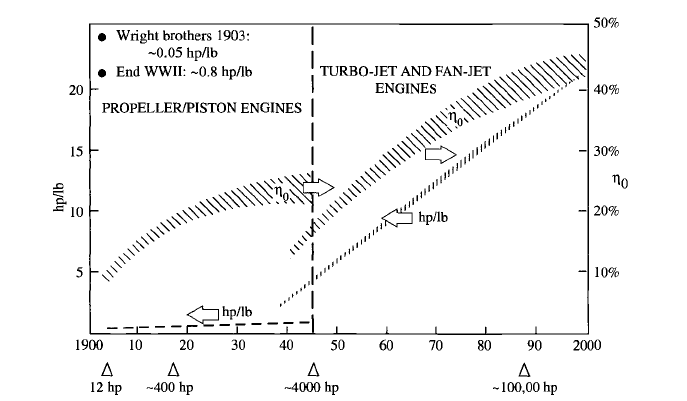
## 涡轮发动机

## 引言

涡喷发动机：单位推力大，推进效率低，噪声大，高速飞行

涡轮螺旋桨发动机：低速下推进效率高、飞行速度较低、噪声较大

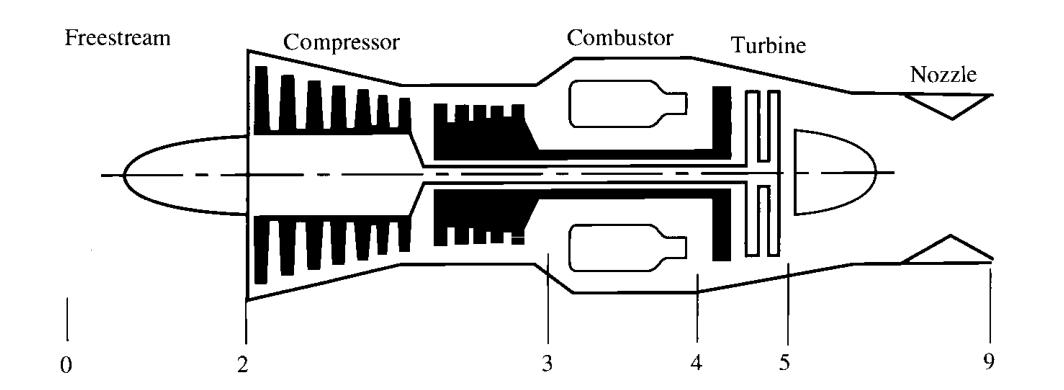
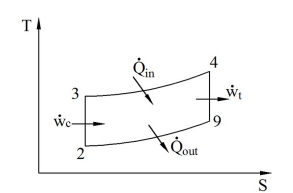
涡扇发动机：推进效率较高、噪声较小、单位推力较大、大多数飞机

吸气式发动机发展方向

* RAMJET（冲压发动机）：飞行速度更高
* TBCC (涡轮基组合循环发动机)：从低速到高速
* PDE （爆震发动机）：定容燃烧，效率更高

### 理想 Brayton 循环

* 等熵压缩(2-3)(绝热可逆)
* 等压加热(燃烧)(3-4)
* 等熵膨胀(4-9)，动能包括在 中
* 等压放热(9-2)，发动机外

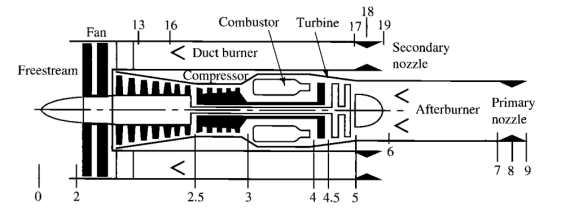
热效率

单位流量的净输出功

### 真实涡扇发动机循环参数分析

**符号含义**

* 环境流体的滞止温度和热力学温度之比
* 环境流体的滞止压力和热力学压力之比
* 涡轮前燃烧室出口的滞止焓与环境流体的焓之比



d 进气道，c 压气机，b 燃烧室，t 涡轮，n 喷管，f 风扇，fn 风扇喷管。

* 表示部件 a 的出口总温和入口总温之比
* 表示部件 a 的出口总压和入口总压之比

**环境和设计参数**

飞行马赫数 ，环境温度 。

涵道比 。

压气机、风扇、燃烧室各自的压缩比 。

涡轮材料和冷却技术的限制温度 ，燃料热值 。

**性能参数**

进气道、喷管绝热不等熵， ， 受摩擦力影响。

风扇、压气机、涡轮多变效率分别为 、、 。

燃烧效率 ，机械效率 。

燃烧前气体性质 ，燃烧后气体性质 。

环境压力与喷管压力之比 。

**待求参数**

单位推力

单位燃油消耗率

油气比

推进效率

热效率

总效率

**可直接求**

**第1步**

发动机推力

其中 。考虑 ， ，则单位推力

同理

则

可计算 ，但 未知。

**第2步**

同理

未知。

**第3步**

由

得

且有

未知。

**第4步**

同理

且有

又由

得

未知。

**第5步**

燃烧

同除 ，代入 ，得

可求。

**第6步**

则有

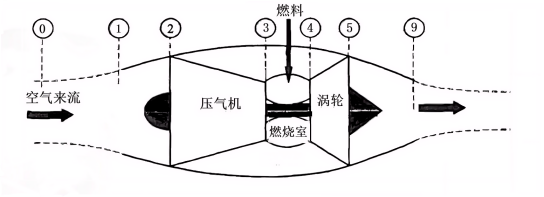
又由

得

**第7步**

**第8步**

### 涡喷发动机



安装前推力

安装后推力，考虑引擎舱的影响，有效推力计算应从 1-9

对一维流动

最佳推力，最佳膨胀

**热效率**

对涡喷发动机

推进效率

总效率

或

发动机推重比

**理想情况下循环参数分析**

已知

* 飞行马赫数
* 环境温度
* 燃料热值
* 涡轮材料和冷却技术的限制温度
* 压气机的压缩比，设计参数选择

可求得发动机性能参数

### 涡扇发动机

**理想情况下循环参数分析**

已知

发动机工作要求

则

可求得发动机性能参数

推力比