



# M5.1.1 发动机概述

## 修订批准页:

版次	修订时间	编写/改版	修订说明	审核/时间	审批/时间
R0	2020.06.14	谈海军	新编课件	谈海军 2020.08.06	张玉 2020.08.11
R1	2021.06.14	谈海军	修订课件	谈海军 2021.06.14	张玉 2021.06.18
R2	2021.07.14	谈海军	修订课件	谈海军 2021.07.26	张玉 2021.07.27

## 目的与要求:

<b>目的</b>	通过本次课程的学习，了解发动机类型及基本组成，发动机原理，发动机参数
<b>要求</b>	<ol style="list-style-type: none"><li>1. 掌握发动机类型及基本组成，</li><li>2. 掌握发动机原理</li><li>3. 掌握发动机参数</li></ol>

## 课程安排:

序号	内容	等级	课时
1	发动机类型及基本组成		2H
2	发动机原理		2H
3	发动机参数		2H



5.1.1.1 发动机类型及基本组成

5.1.1.2 发动机原理

5.1.1.3 发动机参数

A faint, light-colored silhouette of a commercial jet aircraft is centered in the background of the slide. The aircraft is shown from a front-on perspective, with its wings spread and engines visible under the wings.

# 5.1.1.1 发动机类型及基本组成

## 发动机基本知识预习

- 力学是研究物质运动基本规律及其应用的科学。主要内容包括：物体运动状态的描述及牛顿运动定律等。
- 热力学是研究能量及其转换的科学。主要内容包括：热力学的基本定律，即热力学第一定律和热力学第二定律；工质的热力性质和热力过程等。
- 气体动力学是研究气体在流动过程中，气体与气体、气体与固体之间相互作用所遵循的规律及参数的变化规律。
- 传热学的研究对象是热量传递的规律。

## 物质

### 原子结构

自然界中的所有物质都是由分子和原子组成的。

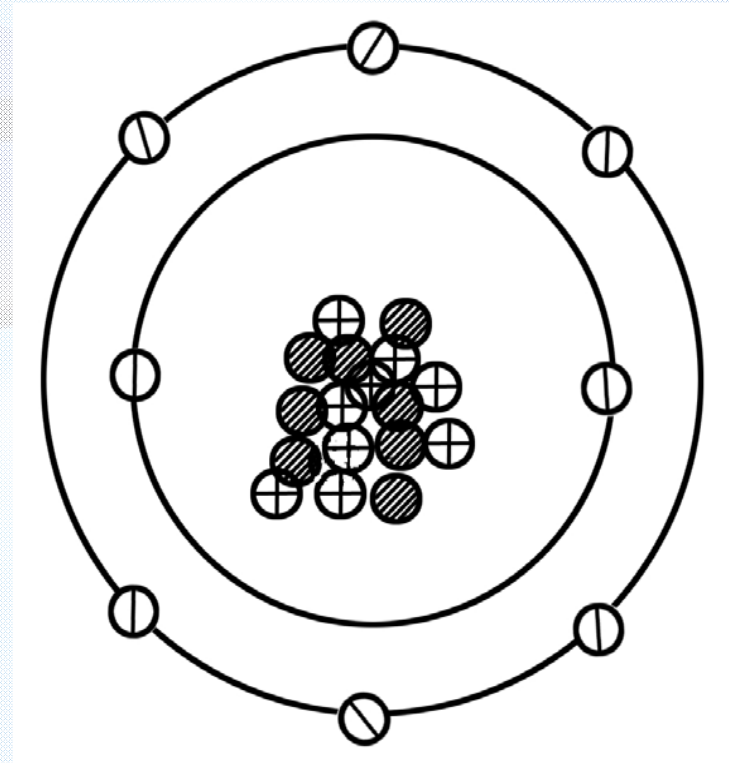
分子：在任何状态和形状下，都**具有物质原有特性的最小粒子**称为分子。

原子：原子是构成物质的基本单元，它是一种元素被分割到仍然保持其化学性质的最小颗粒。

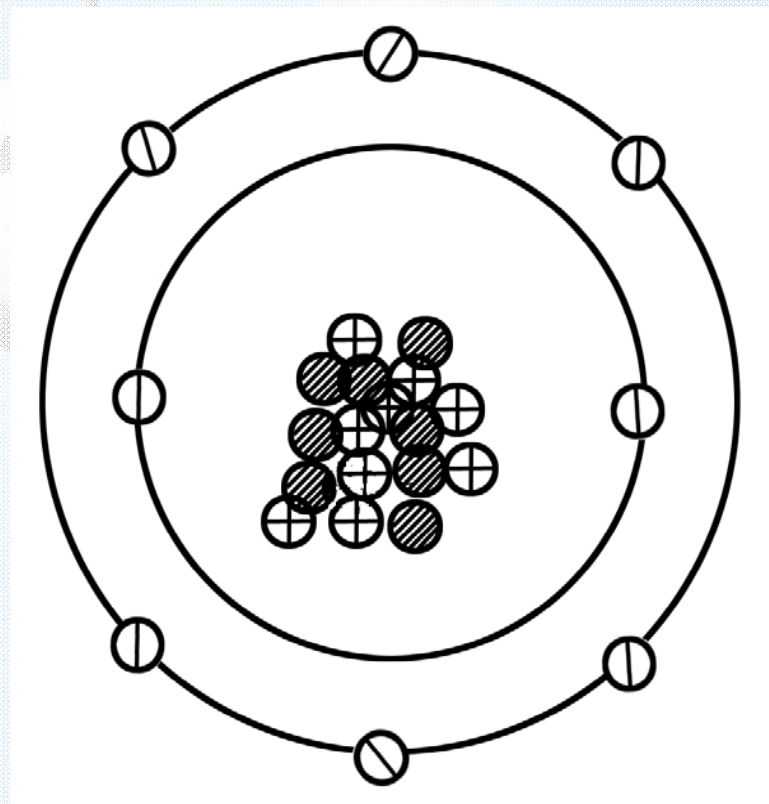
最简单的原子是氢原子，它由一个电子，一个质子和一个中子组成，

## 原子的组成

- ◆ 原子是由原子核和核外电子组成的。
- ◆ 原子核是由质子和中子组成的。
- ◆ 质子带有正电荷，中子是不带电荷的。
- ◆ 原子核中的质子数和核外电子数相等。
- ◆ 在多数原子中，中子和质子的数目相等。



图中表示的是氧原子：  
原子核中有8个质子和8  
个中子，核外有8个电子，



# 物质—相变

## 物态和相变

物态：构成物质的粒子的聚集状态叫物态。固态；液态和气态。

相变：由一种物态向另一种物态的转变叫相变。

由气态变为液态叫液化；(放热)，

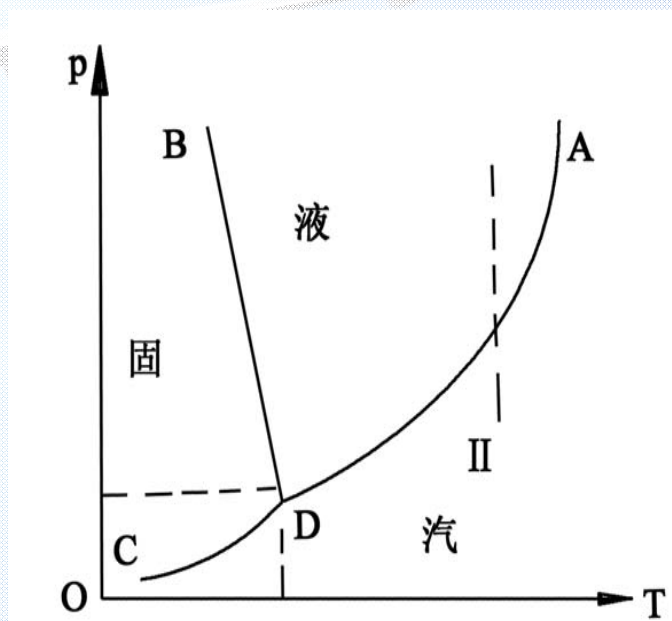
由液态变为气态叫汽化；(吸热)，

由液态变为固态叫凝结；(放热)，

由固态变为液态叫熔解；(吸热)，

由固态变为气态叫升华；(吸热)，

由气态变为固态叫结晶。(放热)。

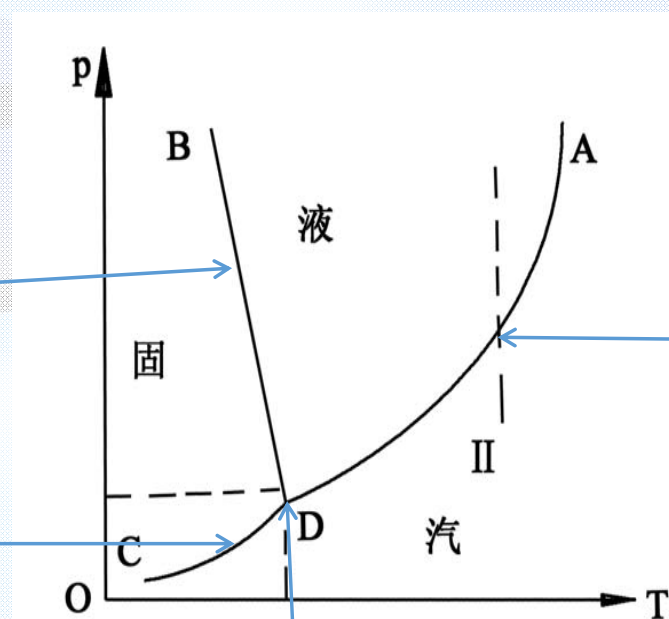


三相点：物质的汽化曲线，熔解曲线和升华曲线的交点称为**三相点**。或是物质的固态，液态和气态共存的温度点。

熔解曲线

升华曲线

三相点

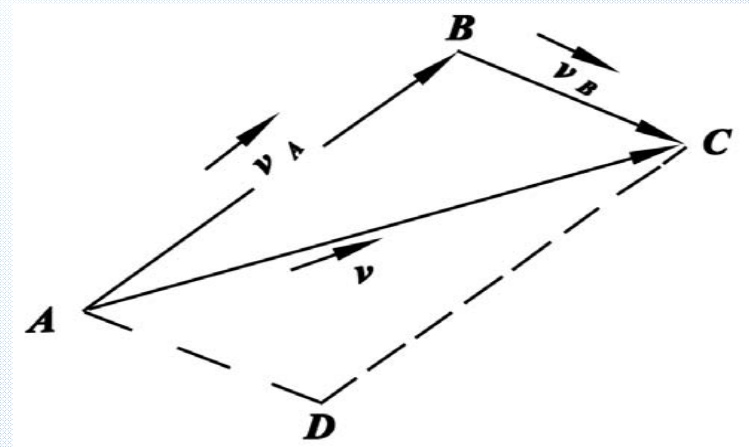


汽化曲线

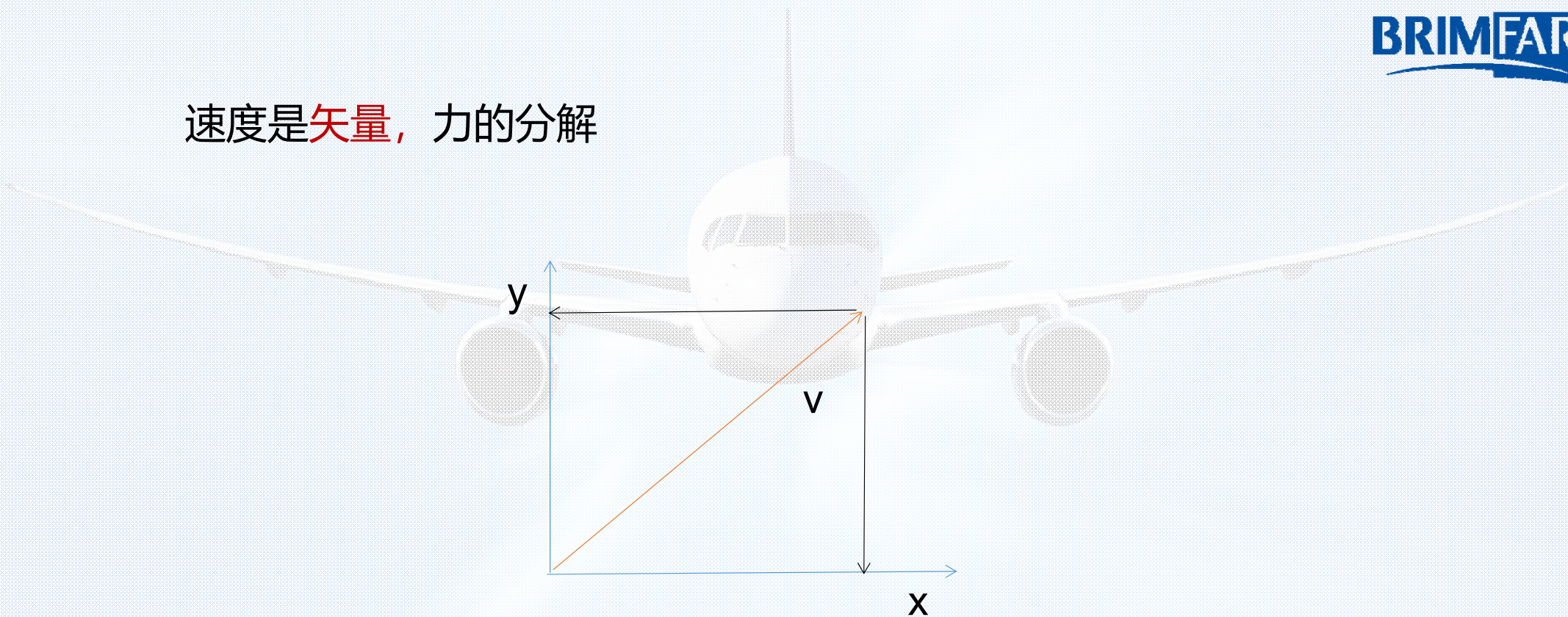
## 1.2 物体的运动—速度

### • 速度

- 特征:速度是**矢量**。有大小, 也有方向,
- 速度的合成:  $V_1 + V_2 = V$ ; 遵循平行四边形法则。
- 加速度 定义 :质点在某一时刻或在某一位置的瞬时加速度(简称为加速度)等于速度对时间的变化率。
  - 特征:速度是**矢量**。有大小, 也有方向。



速度是**矢量**，力的分解



## 物体的运动—牛顿第二定律

- 四、牛顿第二定律:
  - 物体受到外力作用时，它所获得的加速度的大小与外力的大小成正比，并与物体的质量成反比，加速度的方向与外力的方向相同。
  - $$F=ma=q_m (v_2-v_1)$$
  - $q_m$ 是单位时间流过的质量， $v_2-v_1$ 前后速度差

## 1.2 物体的运动——牛顿第三定律

- 1.2.3 牛顿运动定律

### 二、牛顿第三定律

牛顿第三定律是说：两个物体之间的作用力和反作用力，在同一直线上，大小相等而方向相反。

$$F_{AB} = -F_{BA}$$

必须指出，作用力和反作用力是分别作用在两个物体上的，这对掌握与应用第三定律是特别重要的。

## 物体的运动--振动

### • 1.2.4 振动

- 自由振动:不在外力作用下的振动叫做自由振动。
- 受迫振动:物体在周期性外力的作用下产生的振动, 叫做受迫振动。
- 振幅: 振动物体离开平衡位置的最大距离。它的大小, 说明物体振动的强弱程度。
- 周期: 物体完成一次全振动所经历的时间。
- 频率: 单位时间内物体完成全振动的次数。频率的高低, 完全由物体本身的性质(刚度、质量、尺寸等)决定, 而与外力的大小无关。

# 热力学基础

- 系统的分类：
  - 闭口系：与外界**无质量**交换的系统称为闭口系。
    - 特点是系统中包含工质的质量保持不变。
  - 开口系：与外界**有质量**交换的系统称为开口系。
    - 特点是系统的容积保持不变。
  - 绝热系：与外界**无热量交换**的系统称为绝热系。
  - 孤立系：与外界**既无质量的交换也无能量**的交换称为孤立系。
    - 特点是系统中包含工质的质量和能量均保持不变。

## 1.3 热力学基础--温度

- 基本状态参数：可以直接测量的状态参数称为基本状态参数。例如温度、压力、比容等。

- 热力学温度与摄氏温度之间的关系：

- $$T \text{ (K)} = t^{\circ}\text{C} + 273.15$$

- 摄氏温度与华氏温度之间的关系

- $$t_c = (t_F - 32) \cdot 5/9; \quad T_F = 32 + 9t_c/5$$

## 热力学基础--状态方程

- 比容

- 单位质量的物质所占有的容积称为比容。

- $v = V/m$

- 状态方程

$$pv = RT$$

- 式中：R为气体常数。气体常数只决定于气体的种类不随气体的状态而变化。空气的气体常数为287.06 j/(kg, K)。

- $pV = mRT$

## 1.3 热力学基础--功

### 四、功和热

功：功是力和沿着力的方向所移动的距离的乘积，用符号  $W$  表示。

系统对外界做功，则功为正 ( $> 0$ )

外界对系统做功，则功为负 ( $< 0$ )

## 热力学基础--热量

### 4、热量： $Q$

系统在过程中通过边界与外界之间依靠温差所传递的能量称为热量。

外界对系统加热，则热量为正( $> 0$ )

系统向外界放热，则热量为负( $< 0$ )

## 1.3 热力学基础

- 热力学基本定律

- 一、热力学第一定律

热力学第一定律是能量守恒和转换定律在热力学中的应用。

- 二 热力学第二定律热能不能全部转化为功，一部分转化为功，一部分传递给冷源

# 气体动力学基础

- 气体的性质

1. 附面层:沿壁面法线方向速度梯度较大的一层流体称为附面层。

2. 层流和紊流

- 雷诺数的物理意义

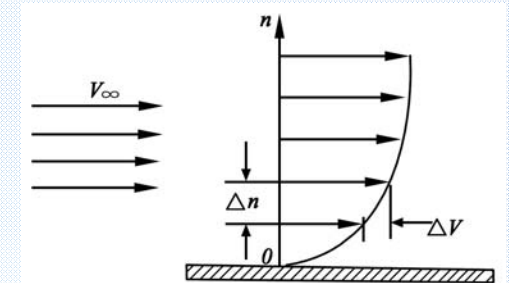
$$Re = \rho v D / \mu$$

$\mu$ 是流体的动力黏度, 与流体的种类和温度有关

- 临界雷诺数  $Re_{cr}$

- 当  $Re < Re_{cr}$  时, 为层流流动; 当  $Re > Re_{cr}$  时, 为紊流流动;

- 对于光滑管内流动  $Re_{cr} = 2300$



## 伯努利方程

- 1.4.2 一维定常流的基本方程

- 不可压流的伯努利方程

- 对于定熵绝能忽略重力位能的不可压流, 密度 = 常数, 可以得到:

$$\rho + \frac{\rho v^2}{2} = \text{常数}$$

- 不可压流中任一点流体的静压与动压之和保持不变。
- 不可压流的静压与动压之和为全压, 也可以称为总压, 用符号 $p^*$ 表示。
- 在不可压流中, 当流动管道横截面积缩小时, 流体的流速增大, 压力下降。  
反之, 当流动管道横截面积扩大时, 流体的流速下降, 压力增高。

# 音速和马赫数

- 1.4.3 音速和马赫数

- 一、音速

$$a = \sqrt{kRT}$$

$$a = \sqrt{dp/d\rho}$$

- 同种介质音速和温度有关

- 二、马赫数

- 亚音速流动  $Ma < 1.0$ ;

- 音速流动  $Ma = 1.0$ ;

- 超音速流动  $Ma > 1.0$ 。

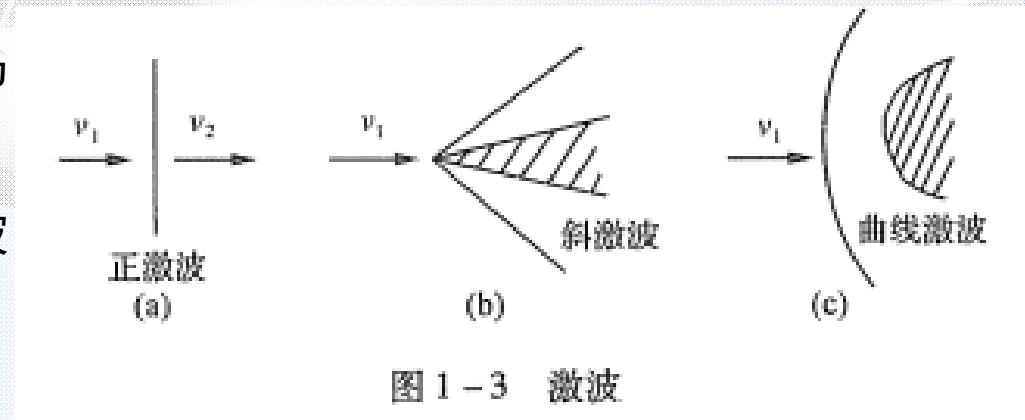
# 激波

- 激波
  - 激波的特点是: 超音速气流通过激波后, 气流速度和气流马赫数突然下降, 而气流压力, 温度, 密度突然增大
  - 气流流过激波是一个绝能的流动过程, 故总温不变, 而总压突然下降, 产生较大的损失

正激波：激波波面与来流方向相垂直。超音速气流流过正激波后，变为亚音速气流。

斜激波：超音速气流流过斜激波后，气流马赫数变小，但一般仍为超音速。

曲线激波：流过钝头物体，产生脱体激波



压缩波 脱体激波 等压波

## 传热基础

◆ 传导 热导率与材料组成、结构、温度、湿度、压强及聚集状态等许多因素有关

◆ 辐射

任何物体温度高于绝对温度，就会不停地向周围空间发出热辐射；  
可以在真空和空气中传播；  
伴随能量形式的转变；  
具有强烈的方向性；  
辐射能与温度和波长均有关；  
发射辐射取决于温度的4次方。

◆ 对流 热对流是指流体内部质点发生相对位移的热量传递过程


## 发动机概述

原理	转动的压气机和涡轮连接在同一根轴上，两者之间装有热源（燃烧室），空气吸入压气机，压缩增压后，燃烧室中喷油燃烧成为高温高压燃气，进入涡轮中膨胀做功
优点	结构简单、重量轻、推力大、推进效率高，推力随飞行速度的增加而增加
时间	1939年9月27日德国首次试飞
特征	高增压比、高涡轮前温度、高涵道比

涡轮发动机原理视频  
发动机介绍视频

## 1.1 燃气涡轮发动机的分类

燃气涡轮发动机的特点：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。

- 
- a. 涡轮喷气发动机
  - b. 涡轮螺旋桨发动机
  - c. 涡轮风扇发动机
  - d. 涡轮轴发动机

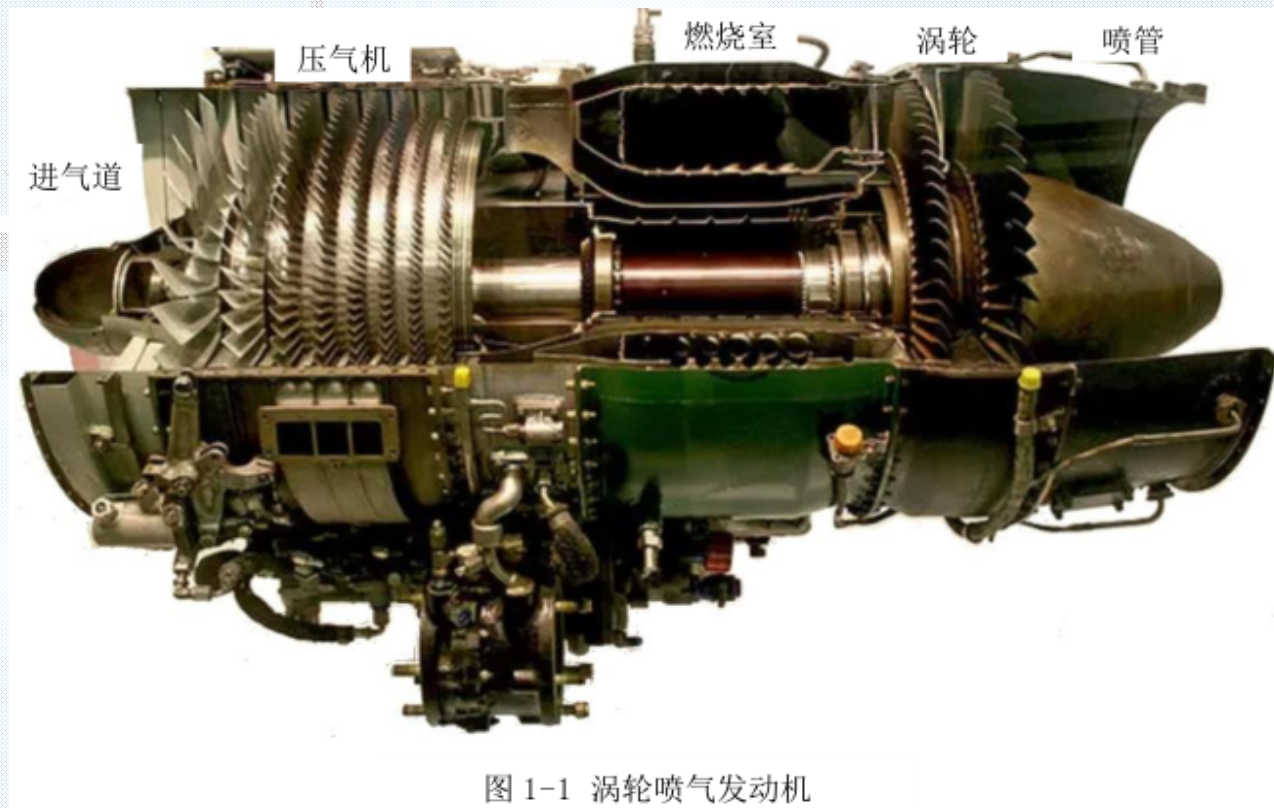
## a 涡轮喷气发动机 (涡喷)

### a) 涡轮喷气发动机工作

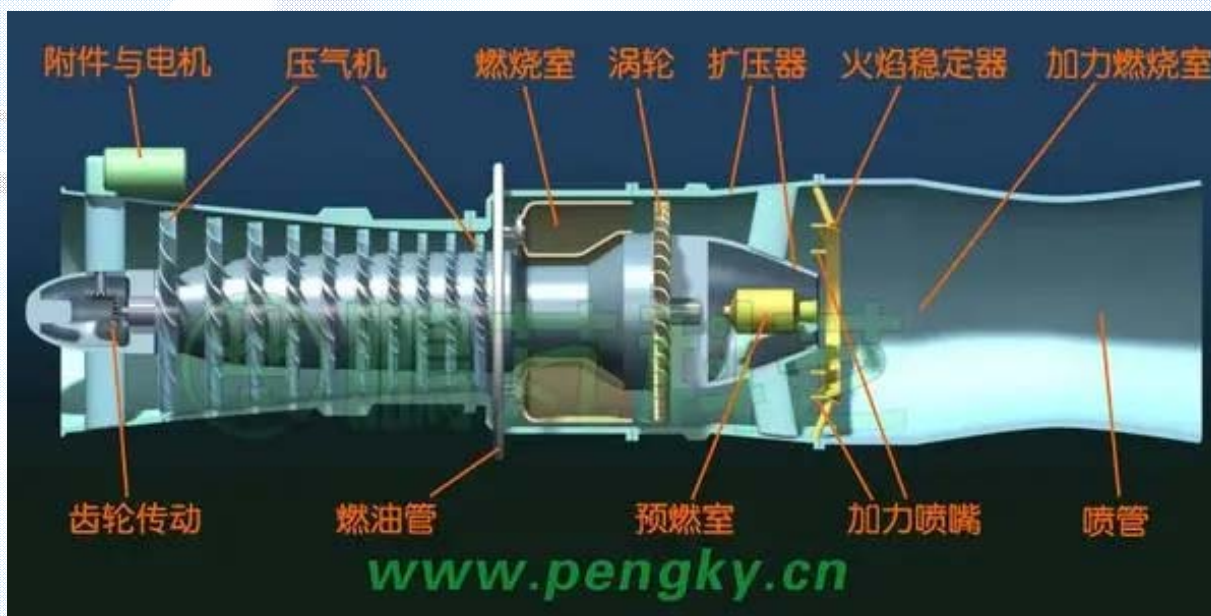
压气机压缩后，压力提高，燃烧室里与燃料混合燃烧，形成的高温、高压燃气流入涡轮，涡轮旋转，带动压气机工作，燃气最后在喷管中膨胀加速，高速向外喷出而产生推力

## b) 部件

- ◆ 进气道
- ◆ 压气机
- ◆ 燃烧室
- ◆ 涡轮
- ◆ 喷管

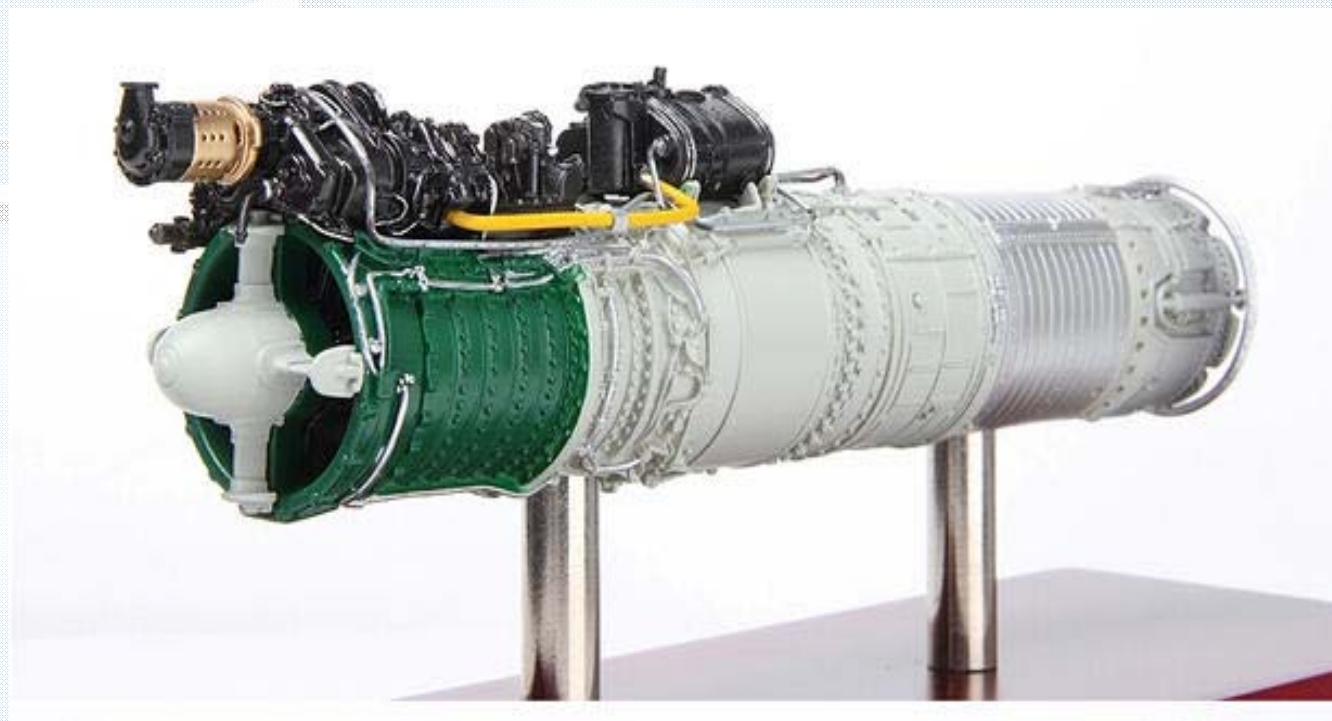


一些发动机有加力燃烧室，是喷气发动机的附加装置之一，加力燃烧室通常用于超音速飞机，位于涡轮和喷管之间。原理是在发动机喷出的气流中注射入燃料燃烧，提高喷管前燃气温度，喷气速度，提高推力。



### c) 特点

- ◆ 涡轮只带动压气机压缩空气，全部推力喷出燃气流的反作用力
- ◆ 迎风面积小，好的速度性能，亚音速经济性差，作超音速战斗机动力



涡喷6

## b 涡轮螺旋桨发动机（涡桨）

### a) 介绍

结构上，涡桨组成与涡喷相同，但**多减速器，转速降低到适合螺旋桨的工作大小**

### 螺旋 桨驱 动

螺旋桨可由单转子发动机的转轴驱动  
双转子或三转子发动机的自由涡轮（转轴与发动机内驱动压气机的轴不相连的动力涡轮）驱动

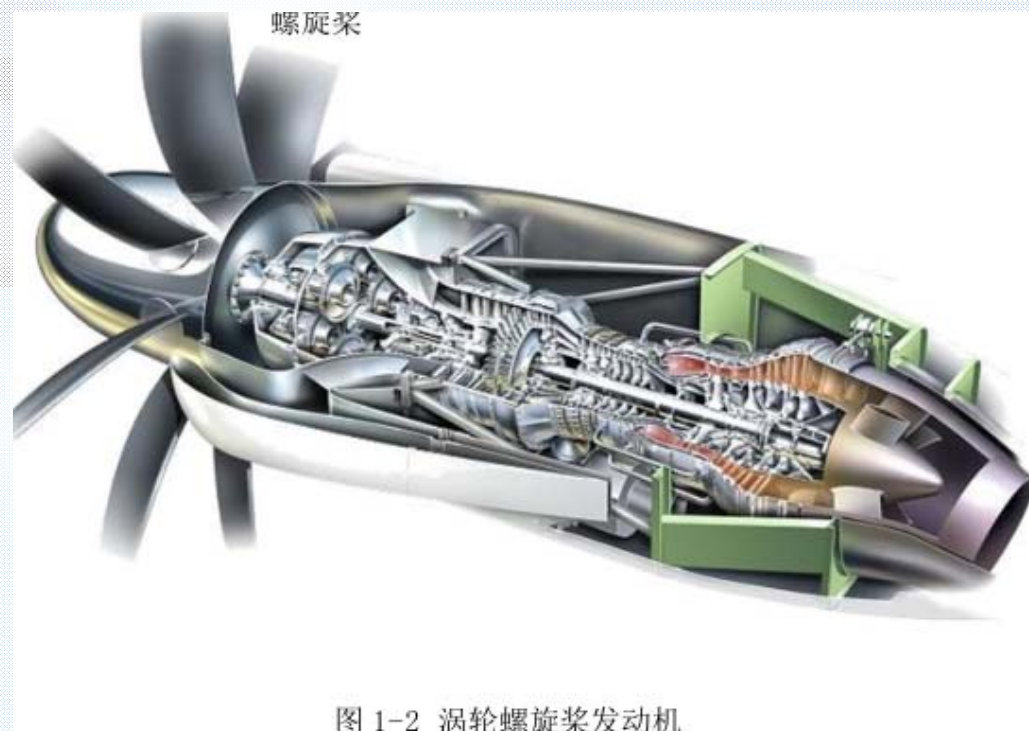


图 1-2 涡轮螺旋桨发动机

## b) 特点:

- A. 推力螺旋桨拉力 90%，10%气体动能      发挥螺旋桨中、低速推进效率高
- B. 推力大，起飞性能好      飞行速度的降低，螺旋桨拉力增大
- C. 可负拉力，改善着陆和中止起飞性能
- D. 发动机中、低速经济性好
- E. 发动机功率的输出受到减速器负荷的限制      减速器重量和尺寸的限制

中、低速支线民航机      运七

运输机      C-130

轰炸机      图-95



## A 发动机推进力主要来自螺旋桨拉力

(90%左右) 带动螺旋桨, 发挥螺旋桨中、低速飞行时推进效率高的优点  
(10%左右) 增加气体动能, 大大降低了喷气速度, 降低了离速损失, 提高了发动机推进效率



## B 发动机起飞推进力大，飞机起飞性能好

- ◆ 功率一定时，随着飞行速度的降低，螺旋桨拉力增大

$$F=P/V$$

- ◆ 飞机起飞时涡桨发动机的推进力大，可有效缩短起飞滑跑距离，改善飞机的起飞性能

### C 螺旋桨产生较大负拉力，改善飞机着陆和中止起飞性能

飞机着陆（或中止起飞）时，可使螺旋桨桨叶迎角变为负迎角，从而为飞机提供负拉力，有效缩短飞机滑跑距离，改善飞机着陆和中止起飞性能。

D 发动机中、低速经济性好。

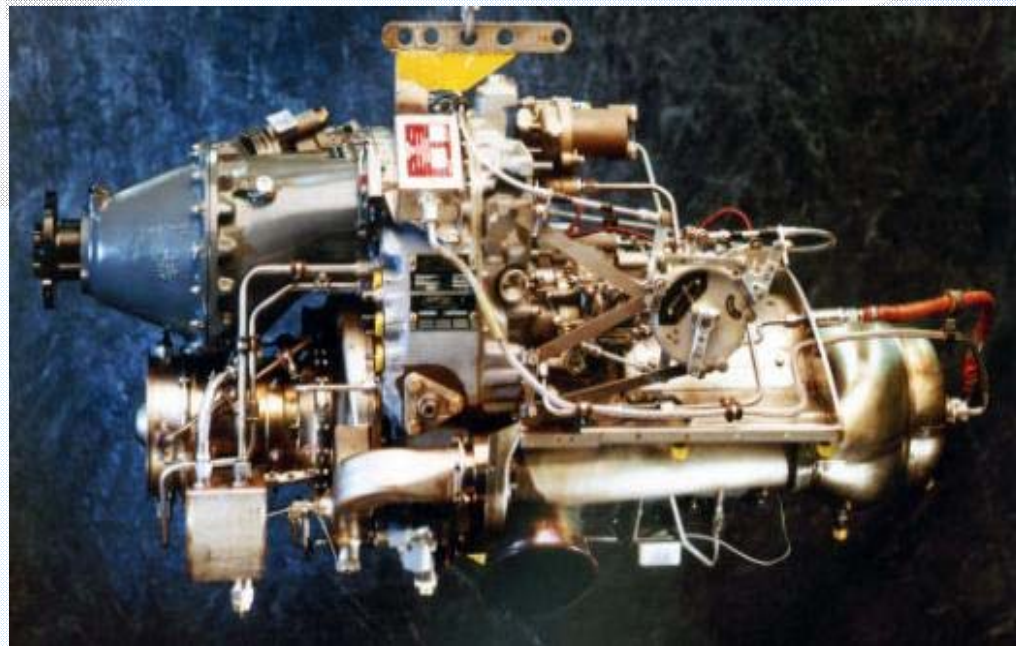
**中、低速**，螺旋桨工作效率高，又喷气速度低，离速损失小，喷气推进效率高，所以涡桨发动机总的推进效率高，经济性好

**速度过高时**，螺旋桨将产生较大的激波阻力，螺旋桨效率急剧下降，发动机性能迅速变差

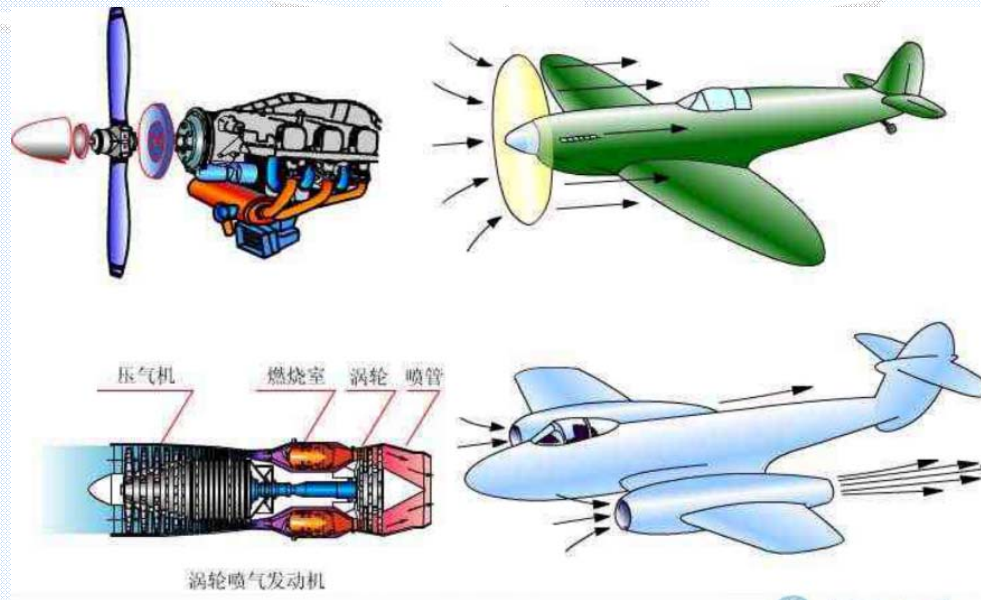
## E 发动机功率的输出受到减速器负荷的限制

减速比可高达 1 : 15, 减速器齿轮承受巨大的扭矩, 负荷较重。所以减速器传递的功率将受到减速器重量和尺寸的限制,

**冬季飞行发动机超扭**

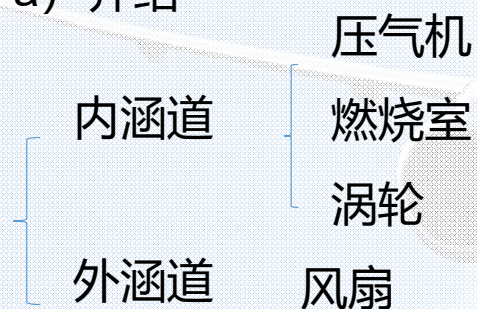


- ◆ 涡喷发动机是对较小量的空气施加相对大的加速度产生推力
- ◆ 螺旋桨 是对大量的空气施加相对小的加速度产生拉力



## c 涡轮风扇发动机（涡扇）又称内外涵发动机

### a) 介绍



**推力是**内、外涵道力的总和

**流量比(B)**外涵道空气流量与内涵道之比

高涵道比 ( $B = 4-10$ ) 经济性 民航机, 运输机  
低涵道比 ( $B = 0.2-0.6$ ) 超音速战斗机。

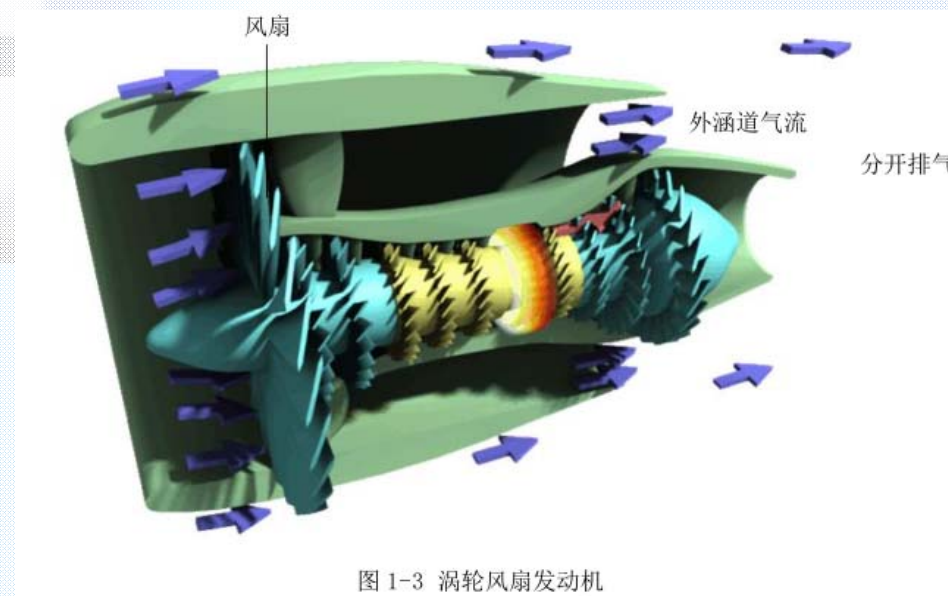


图 1-3 涡轮风扇发动机

## A 涵道比的特点

外涵道的空气只通过风扇，流速较慢，且是低温，  
内涵道排出的是高速，高温燃气，

混合

后降低了平均流速与温度

较低的流速带来了较高的推进效率和较低的噪声  
热机原理，较低的温度能带来较高的热力学效率

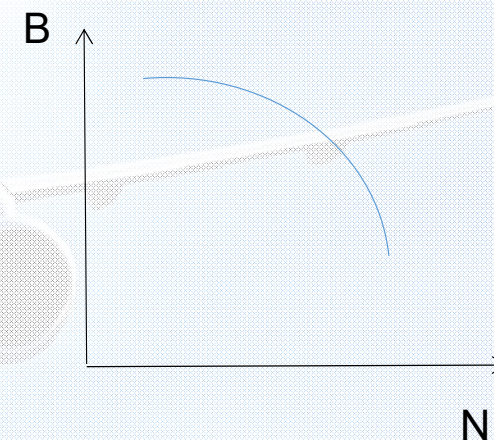
涡扇发动机在相同油耗的情况下能获得比涡喷发动机更大的推力

## B 涵道比的变化因素

随着压气机**增压比**和**涡轮前温度提高**，涵道比升高

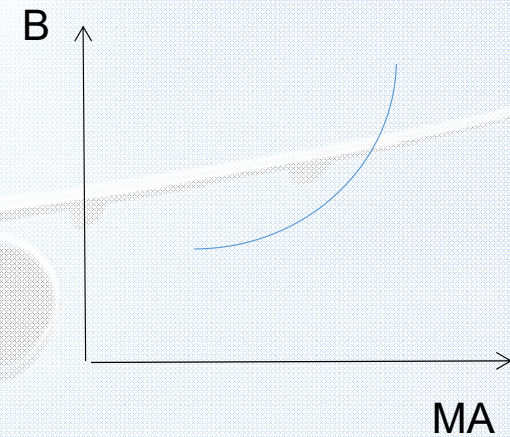
### 1 随转速的增大而减小

当发动机转速增加时，内涵压气机增压比外涵风扇增加的快，内涵空气流量比外涵流量增加多，涵道比增大



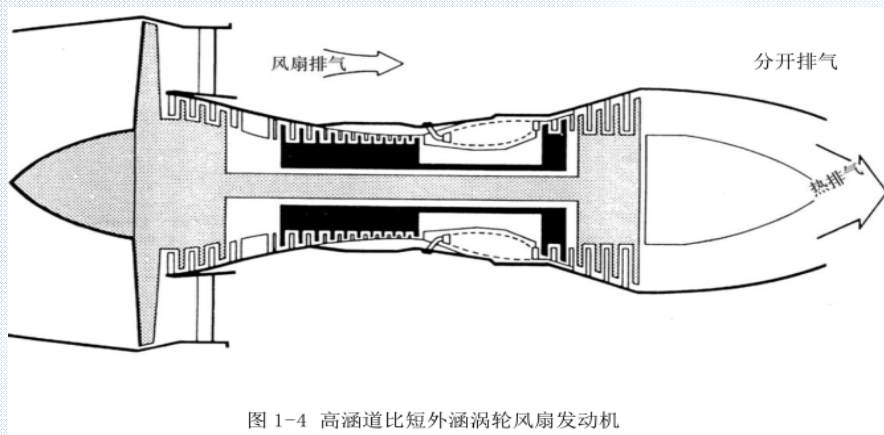
## 2 涵道比随飞行速度的增大而增大涵道比

内涵的空气靠压气机压缩，压气机的增压比和转速关系比较大，跟飞机的飞行速度关系不大。而外涵道的空气经过风扇和进气道的**冲压作用**，风扇转速上升，压缩能力会上升，**飞行速度上升，冲压比会上升**，所以转速一定的时候，内涵空气流量基本不变，**外涵道空气流量会上升**，所以涵道比会变大。



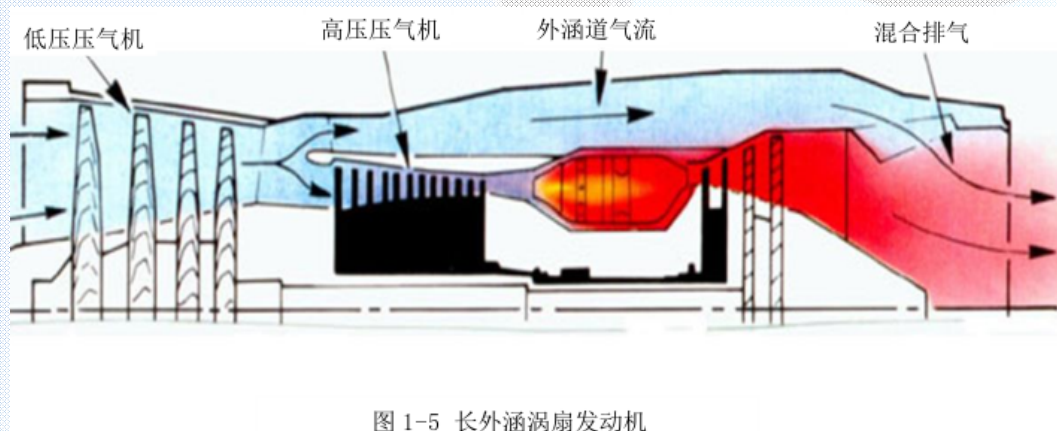
## 高涵道比短外涵涡轮风扇发动机

分开排气的发动机，理想情况最佳自由能  
是外涵的喷气速度等于内涵的喷气速度



## 长外涵涡扇发动机

混合排气的涡扇发动机只有当内外涵的气体在混合处的总压相等



## 最佳自由能

### 自由能

- ◆ 从带动内涵压气机（包括内涵风扇部分）的涡轮后参数完全膨胀到大气压力的等熵膨胀功
- ◆ 自由能用来压缩外涵空气和增加内涵燃气的动能

### 最佳自由能分配

- ◆ 最佳自由能：使涡扇发动机的推进效率达到最大值的能量分配
- ◆ 对于分开排气的发动机，理想情况最佳自由能是外涵的喷气速度等于内涵的喷气速度
- ◆ 对于分开排气的发动机，实际情况最佳自由能是外涵的喷气速度少小于内涵的喷气速度
- ◆ 而在给定的飞行条件和最佳自由能分配时风扇的最佳增压比随涵道比的增加而减少
- ◆ 对混合排气的涡扇发动机只有当内外涵的气体在混合处的总压相等，发动机总压损失最少，推进效率最高

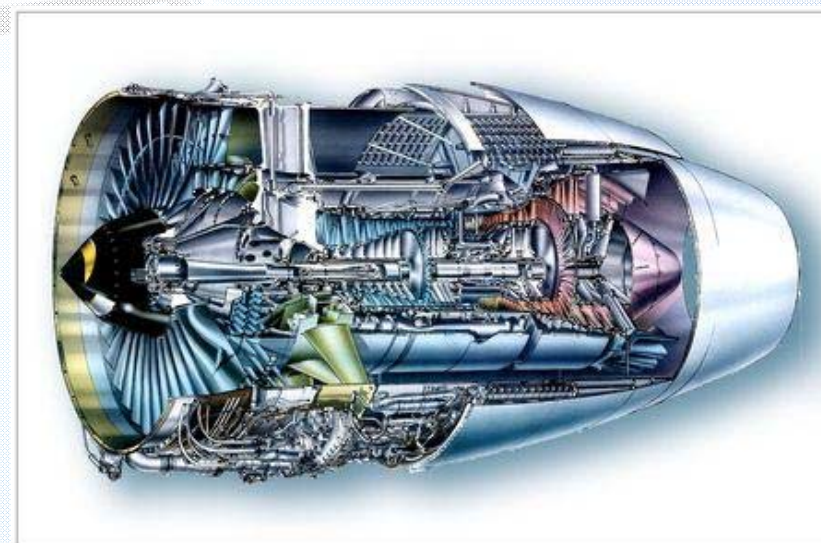
b) 特点

- A. 参与产生推力的空气流量大，推力由内、外涵推力组成
- B. 发动机热效率高
- C. 发动机推进效率较高
- D. 起飞、复飞推力大
- E. 喷气噪音低

A 参与产生推力的空气流量大，推力由内、外涵推力组成

内、外涵空气速度增加，都可产生推力，参与产生推力的空气量较多，随着涵道比的增加，参与产生推力的空气量更多

CFM56-5,外涵产生80%推力，内涵产生20%推力



CFM56-5

## B 发动机热效率高

混合排气的涡扇发动机的热效率较高

原因

压气机防喘好，增压比高，热能利用率高，发动机热效率较高

中间级防喘放气时，放到发动机外涵，可产生推力，补偿推力

外涵吸收内涵热量，提高外涵空气温度，提高外涵推力，减小推力损失

## C 发动机推进效率较高

风扇工作效率高，提高发动机推进效率

内涵喷气速度降低，发动机离速损失小，推进效率

高涵道涡扇发动机宜作高亚音速飞机动力装置；

加力的低涵道涡扇发动机

明显提高亚音速飞行时发动机的推进效率

改善亚音速飞行时的经济性，

在超音速段( $Ma=2$  左右)性能与涡喷相当

超音速战斗机广泛采用带加力的低涵道涡扇发动机

## D 起飞、复飞推力大

### 推力大原因

高涵道涡扇，涡轮前温度设计高，可提高发动机推力  
提高外涵空气流量，低速飞行，气体动量增量增加，推力较大 根据  $F=q (v_2-v_1)$   $V_1$ 小,  $F$ 大

### 起飞、复飞高推力原因

有效缩短起飞滑跑距离  
提高飞机中断/继续起飞性能,  
改善飞机飞行性能及安全性。

## E 喷气噪音低

混合排气的高涵道涡扇



内、外涵的喷气速度大大降低



喷气噪音强度与喷气速度八次方成正比



发动机喷气噪声较低



发动机总的噪音也较低



减噪音污染



## c) 缺点

- ◆ 结构较为复杂
- ◆ 涵道比的增加，发动机的迎面阻力增大



## 质量附加原理

在一定的飞行速度下，工质获得的可用能量（可转变为气体动能增量的能量）一定时，如果工质的质量越大，即参加产生推力的质量越多，则发动机经济性越好，推力越大

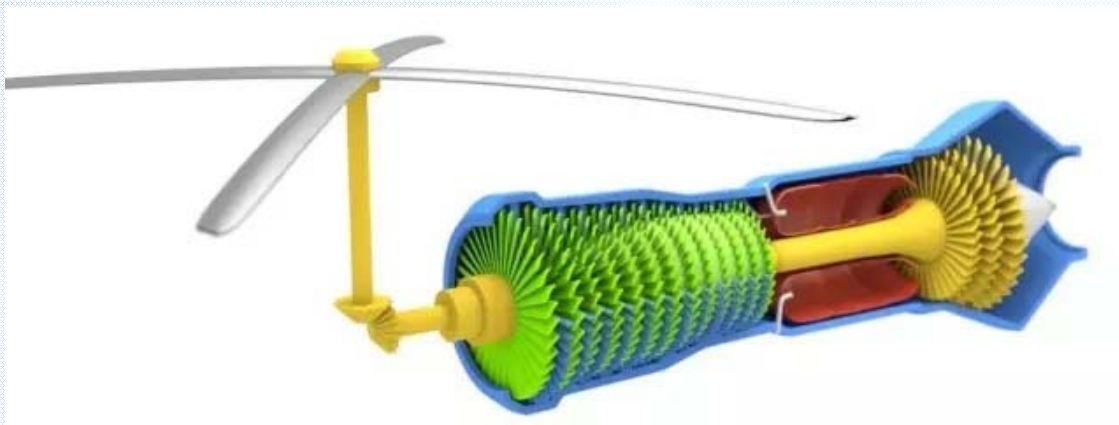
### 同参数下涡喷和涡扇发动机比较

$$F_{ws}/F_{wp} = \sqrt{1+B}$$

涡扇的经济性和推力都比涡喷好

d 涡轮轴发动机 (简称涡轴)

a) 介绍



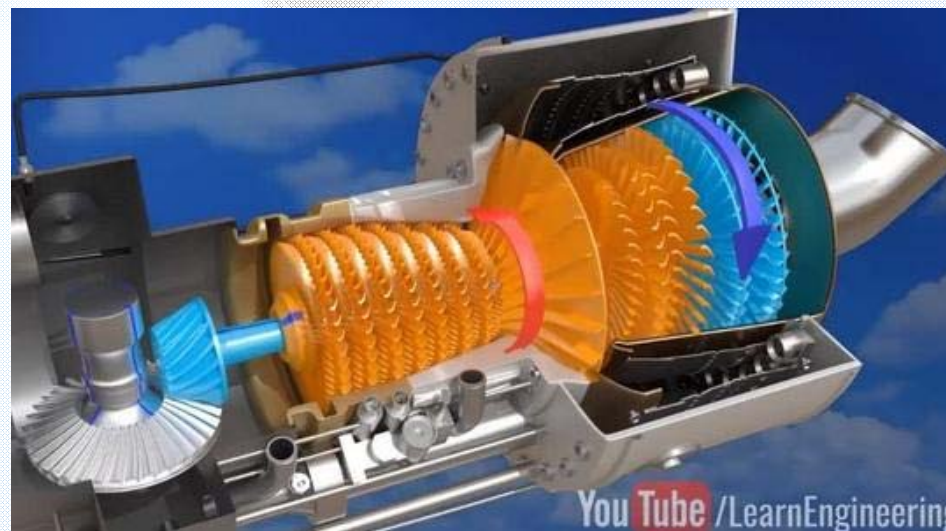
## b) 特点

- A. 可用能量通过动力涡轮输出功率
- B. 发动机经济性好
- C. 发动机的工作环境较为恶劣
- D. 应用广泛

## A. 可用能量通过动力涡轮输出功率

燃气过度膨胀，能量通过动力涡轮输出，喷气不产生推力

涡轴发动机基本上已演变成热机



## B 发动机经济性好

在低速范围( $Ma < 0.3$ ), 发动机排气速度较低, 气体离速损失小, 所以推进效率高, 经济性好,

**经济性与航空活塞发动机相当**

## C 发动机的工作环境较为恶劣

- ◆ 起飞、爬高和悬停时，常在大功率状态，状态多变，机件容易疲劳损伤；
- ◆ 野外频繁起降，飞行高度较低，发动机容易受到外来物



## D 应用广泛

舰船、坦克、机车的动力装置  
发电设备、石油及天然气输送设备

## 优势

功率质量比  
转子振动  
起动性和加速性  
发动机噪声  
使用寿命及维护性



A faint, light-colored silhouette of a commercial airplane is centered in the background of the slide, showing the fuselage, wings, and tail.

### c) 涡轴发动机缺点

1. 成本较高
2. 小功率的经济性差

## e 燃气涡轮发动机总结

共同的特点空气和燃油转变成高温高压燃气

燃气发生器 {  
压气机  
燃烧室  
涡轮

核心发动机 {  
高压涡轮  
燃烧室



工作在高温、高压和高转速状态

↓  
关键部件，技术要求最高的部件，发动机性能取决于它

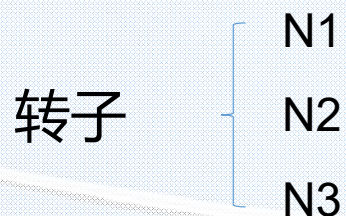
## f 三转子发动机

转子

N1

N2

N3



## 特点

◆ 三转子发动机压气机的稳定工作范围更宽

总增压比为各级乘积,相同时,各级的增压比小,范围宽

◆ 发动机工作效率更高,经济性好

工作范围宽,增压比高,热效率高

在压气机非设计状态,防喘放气量小,损失小

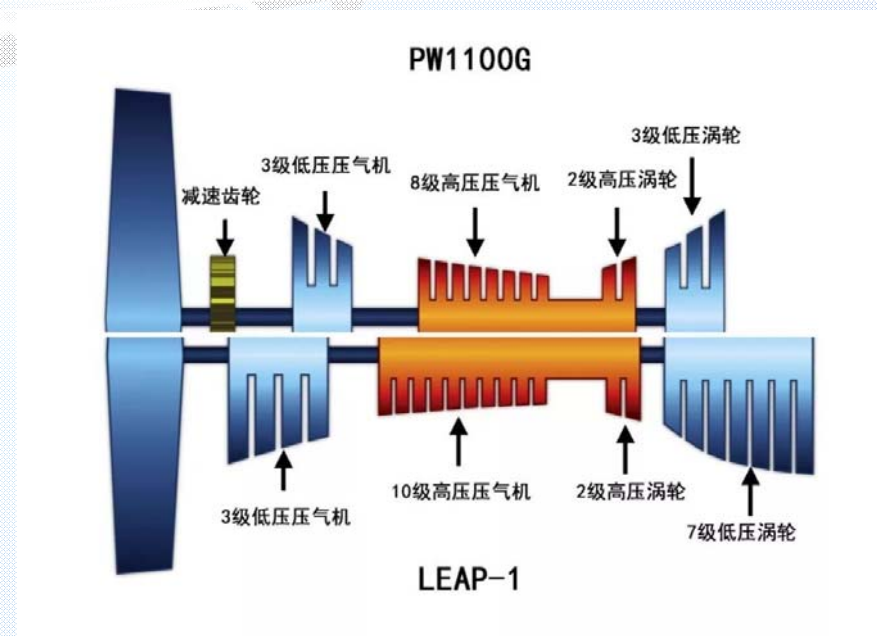
◆ 抗外来物能力更强

低压转子转速低,风扇直径大,涵道比大  
外来物破坏减少

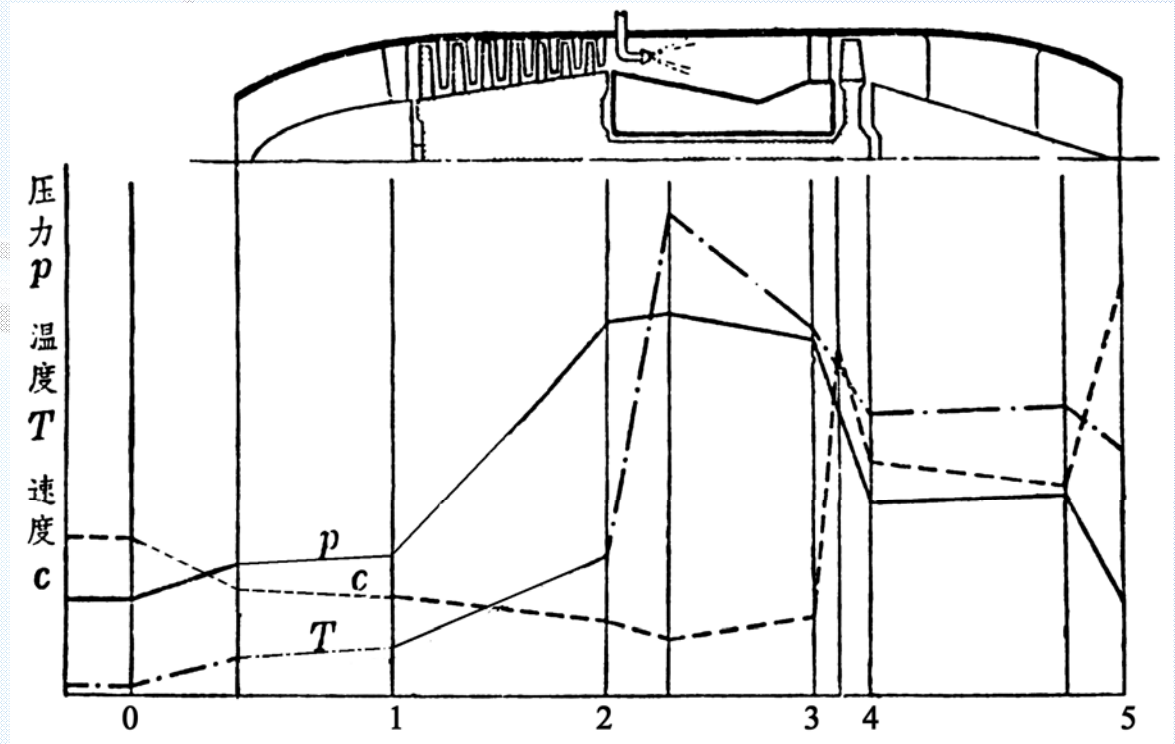
## g 齿轮传动风扇(GTF)发动机

- ◆ 风扇直径大,切向速度限制风扇转子只能工作在低速
- ◆ 风扇和低压压气机和低压涡轮一体,后者大大低于最佳工作转速
- ◆ 达到整体效果,只能增加压气机和涡轮的级数

PW公司在双转子发动机的**低压涡轮和风扇**之间加入**齿轮减速器**,风扇,低压涡轮,压气机可在各自最有效的转速下工作,最优化,低压涡轮和风扇轴的齿轮传动必须采用柔性连接



- ◆ 发动机中静压力最高的位置是在燃烧室进口
- ◆ 发动机中总压最高的位置是在压气机的出口
- ◆ 温度最高的位置是在涡轮的进口
- ◆ 发动机出口的压力可以等于或大于外界的大气压。



## 单转子涡轮喷气发动机

## 小结

- a. 涡轮喷气发动机
- b. 涡轮螺旋桨发动机, 5个特点
- c. 涡轮风扇发动机 5个特点
- d. 涡轮轴发动机 4个特点

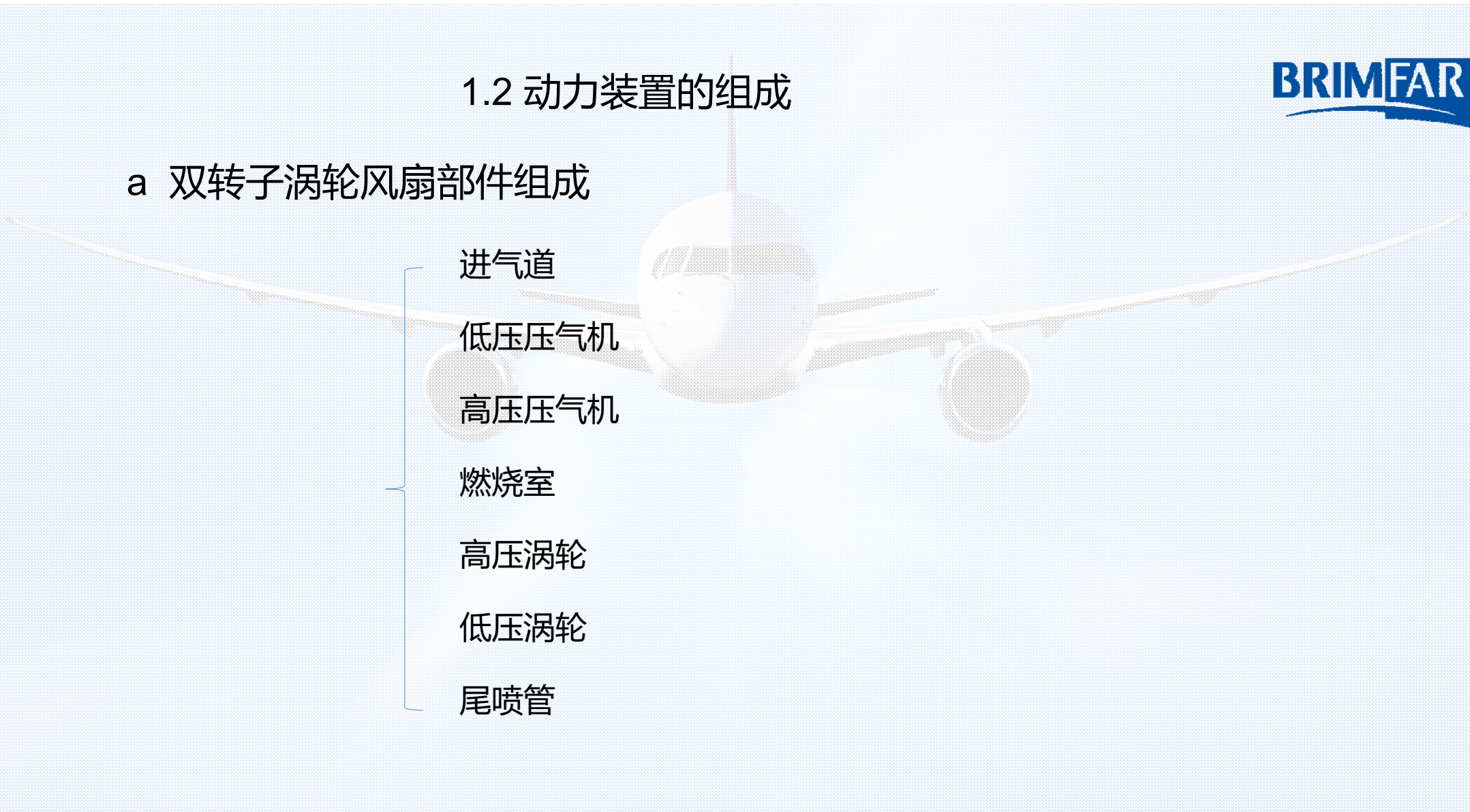
外涵道空气流量与内涵道空气流量之比称为流量比, 又称涵道比用  $B$  表示。

$$B = 4-10$$

$$B = 0.2-0.6$$

## 1.2 动力装置的组成

### a 双转子涡轮风扇部件组成



进气道

低压压气机

高压压气机

燃烧室

高压涡轮

低压涡轮

尾喷管

b 双转子涡轮风扇气流

主气流 进入内涵道的气流  
 次气流 进入外涵道的气流

向前的推进力量

主气流

低压和高压压气机



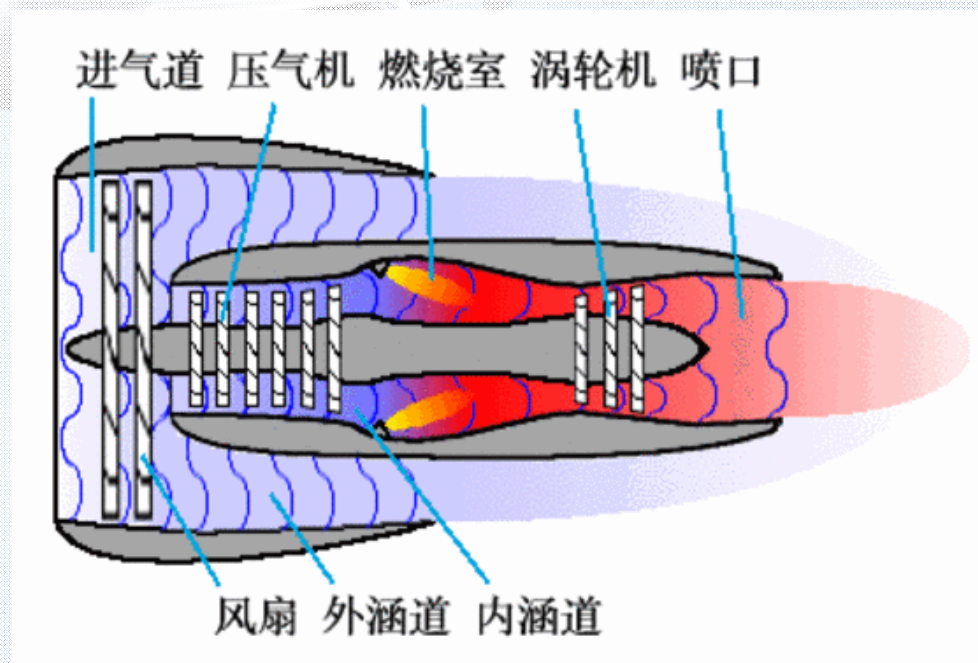
燃烧室



高压和低压涡轮



驱动发动机和飞机附件



## c 双转子涡轮风扇工作系统

燃油系统 计量燃油量，确保发动机安全、稳定、可靠工作

滑油系统 压力滑油到各摩擦面，润滑和散热作用

防冰系统 防止发动机结冰

防火系统 严重过热或火警时，接通灭火装置

启动系统 静止到慢车，启动过程迅速、可靠

## 1.3 涡轮风扇发动机的站位

### a 站位定义

在气流通道中，把特征截面处的气动参数表示出来，这些截面就是发动机站位

- 0 自由气流的站位
- 1 进气道入口的站位
- 2 压气机进口的站位（风扇可以视为压气机的一级）
- 3 压气机出口和燃烧室进口的站位
- 4 燃烧室出口和涡轮进口
- 5 涡轮出口

（截面）是由发动机生产厂自己规定的公司站位命名不同，则是厂家命名习惯的关系

## b CFM56-7B 发动机站位

0 站位：环境大气

12 站位：风扇进气口

25 站位：高压压气机进口

30 站位：高压压气机排气口

49.5 站位：第 2 级低压涡轮进口导向器

$P_s$  静压,  $P_t$  总压

$T_s$  静温,  $T_t$  总温

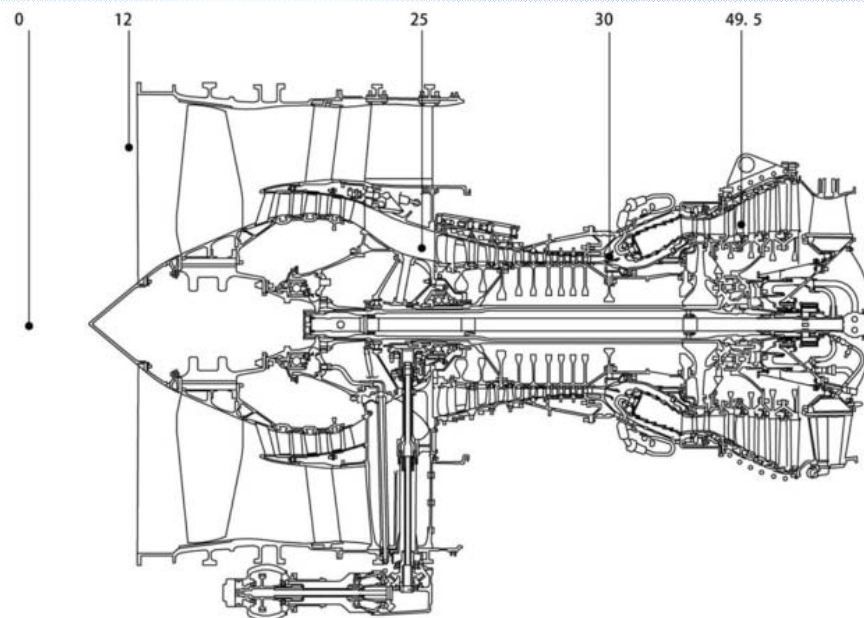


图 1-7 CFM56-7B 发动机站位

0 站位：环境大气；12 站位：风扇进气口；25 站位：高压压气机进口；30 站位：高压压气机排气口；49.5 站位：第 2 级低压涡轮进口导向器。

时钟的钟点


方向站位

从前往后  
从后往前



## 小结

### 动力装置的组成



- 进气道
- 压气机
- 燃烧室
- 涡轮
- 尾喷管

涡轮风扇发动机的站位，需要记住几个典型的站位

A faint, light-colored silhouette of a commercial jet airplane is centered in the background. The airplane is shown from a front-on perspective, with its wings spread wide and its tail visible. The background is a light blue, textured surface.

## 5.1.1.2 发动机原理

## 概述

燃气涡轮发动机的功用是通过向后加速空气或燃气产生推进力，简称**推力**。  
因此燃气涡轮发动机工作的基本原理涉及到诸多理论

- 质量守恒定律
- 牛顿运动定律
- 能量守恒定律
- 转换定律

## a 连续性定理

稳定地流过管道时，单位时间内，流过任何横截面的气体质量相等，

表达这原理数学方程为**连续方程**，它是质量守恒定律应用于流动气体的关系式

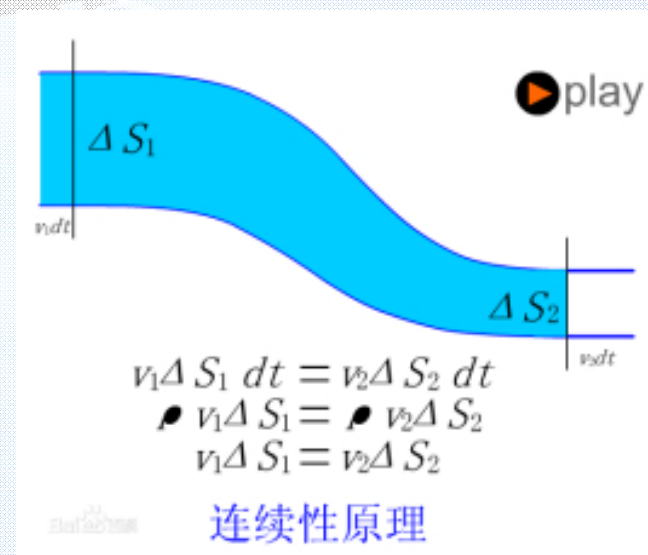
一维定常流公式：

$$\rho_1 A_1 c_1 = \rho_2 A_2 c_2 = \text{常数}$$

$\rho$  —— 密度；

$A$  —— 面积；

$c$  —— 速度。



**不可压流体**在管道流动，流速与该截面积成反比。截面积增加、流速减少

## b 伯努利原理

### a) 伯努利原理

根据**能量守恒定律**，**气流稳定**流过流管时，如果没有**外界能量**的加入，也就没有能量的损失，气流流动过程中的**总能量始终是不变的**

低速流动的能量 {

动能	气流流动，产生动能，速度越大，动能越大
压力能	定质量的空气，定压力即静压，静压越大，压力能越大

## b) 伯努利原理数学关系式

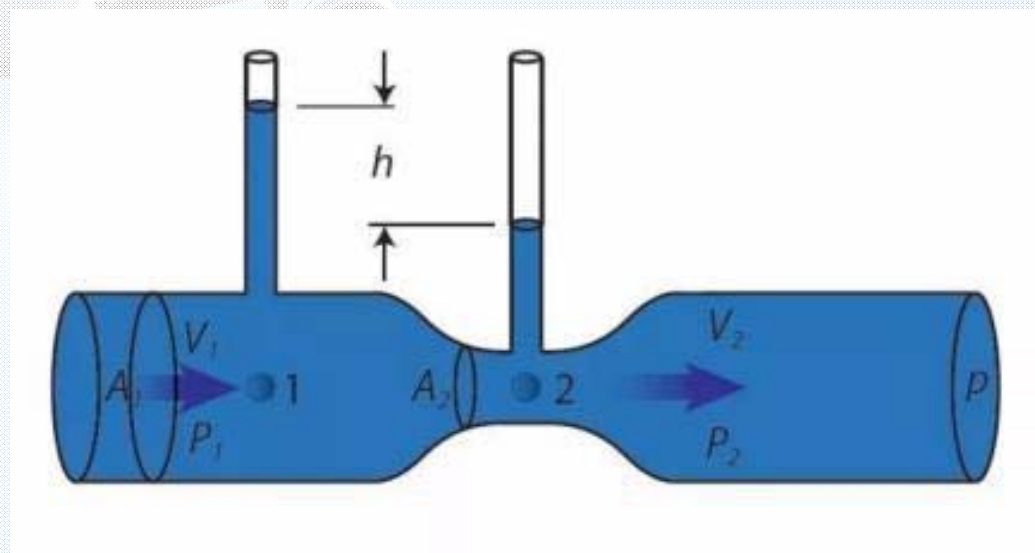
伯努利方程是能量守恒与转换定律应用于运动流体所得到的

对于不可压缩的理想气体，伯努利方程可表示为

$$p + \frac{\rho c^2}{2} = \text{常数}$$

$p$ ——静压；  
 $\frac{\rho c^2}{2}$ ——动压。

伯努利视频



### c) 伯努利原理结论

不可压流中任一点流体的静压与动压之和保持不变

全压叫总压, 用  $P^*$

静压	静压是气体或液体静止时的压力
动压	动压是气体或液体运动引起的

**在不可压流中S 缩小时, V增大, P下降; S扩大时, V下降, P增高**

$T_s$ 静温,  $T_t$ 总温

$T_t$ 总温 =  $T_s$ 静温 + 动温

静温: 温度计与气流相对静止时测得的温度

动温: 气流受阻滞时动能变为热能的温度, 使气体温度升高, 升高的温度即为动温

把温度计插入气流, 实测温度在静温和动温之间, 气流速度不高, 近似相等, 大于70m/s时, 考虑动能影响

$P_s$ 静压,  $P_t$ 总压

垂直作用在壁上的流体的压力称为静压,

当流体在管道或管道中流动时, 由速度产生的压力称为动态压力

## a 布莱顿循环

### a) 布莱顿循环定义

布雷顿循环一般是指燃气轮机循环，是由绝热压缩、等压加热、绝热膨胀和等压冷却 4个过程组成的热力循环。

- ◆ 工质是封闭的热力循环
- ◆ 略去压缩与膨胀过程中工质与各部件之间的热量交换
- ◆ 忽略实际过程中的摩擦
- ◆ 忽略流动阻力和加热的压力降低，用定压加热代替之
- ◆ 忽略喷入的燃油的质量，定质量的定比热容的完全气体
- ◆ 喷入大气中的燃气与大气定压放热过程

布莱顿循环（等压加热循环） 根据上述假设得到的涡轮喷气发动机的理想循环

## b) 布莱顿循环过程

理想气体状态方程:  $pv=RT$ 

$$T_2 > T_1$$

- a) 绝热压缩, 进气道 (0-1) 和压气机 (1-2)
- b) 等压加热, 燃烧室 (2-3)
- c) 绝热膨胀, 涡轮 (3-4) 和喷管 (4-5)
- d) 等压放热, 在外界大气 (5-0)

热效率取决于发动机的增压比, 与加热量无关。  
增压比越大, 热效率越高

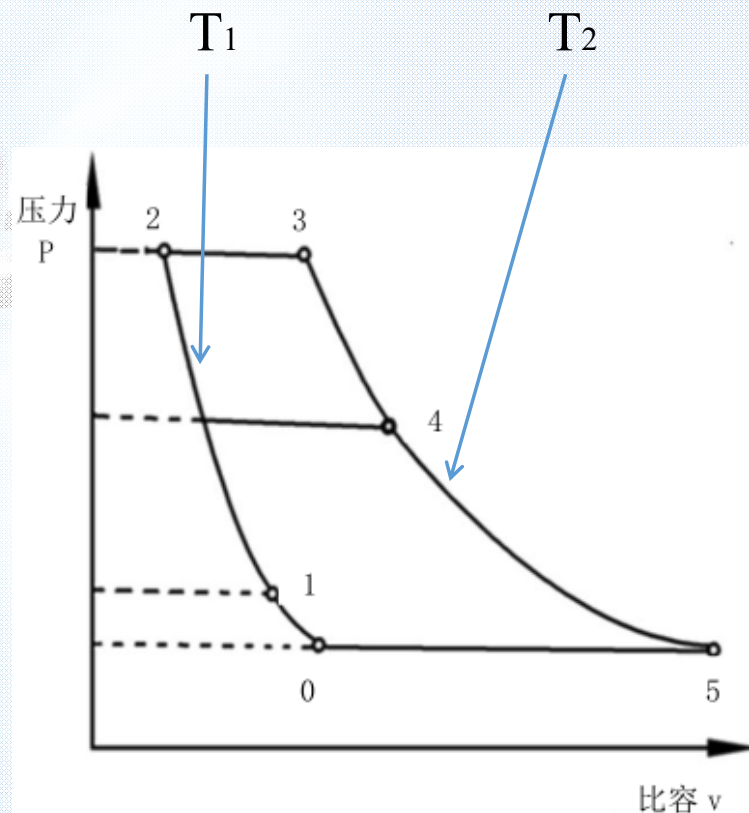


图 1-9 布莱顿循环

## 小结

连续性定理

单位时间内，流过任何横截面的气体质量相等

伯努利原理

单位时间内，流过任何横截面的气体质量相等

布莱顿循环

六个假设的理想循环，也叫做等压加热循环

## c 涡轮喷气发动机的推力的原理

### a) 涡轮喷气发动机性质

既是热机，又是推进器。作为热机，它把热能转换为机械能

- ◆ 热机转换为机械能，进出口 **动能之差**，表示它的循环功
- ◆ 作为推进器，进出口速度变化，**动量差**，产生推力

## b) 推力的产生

$$F = q (C_5 - C_0)$$

$C_0$  流入发动机,  $C_5$  流出

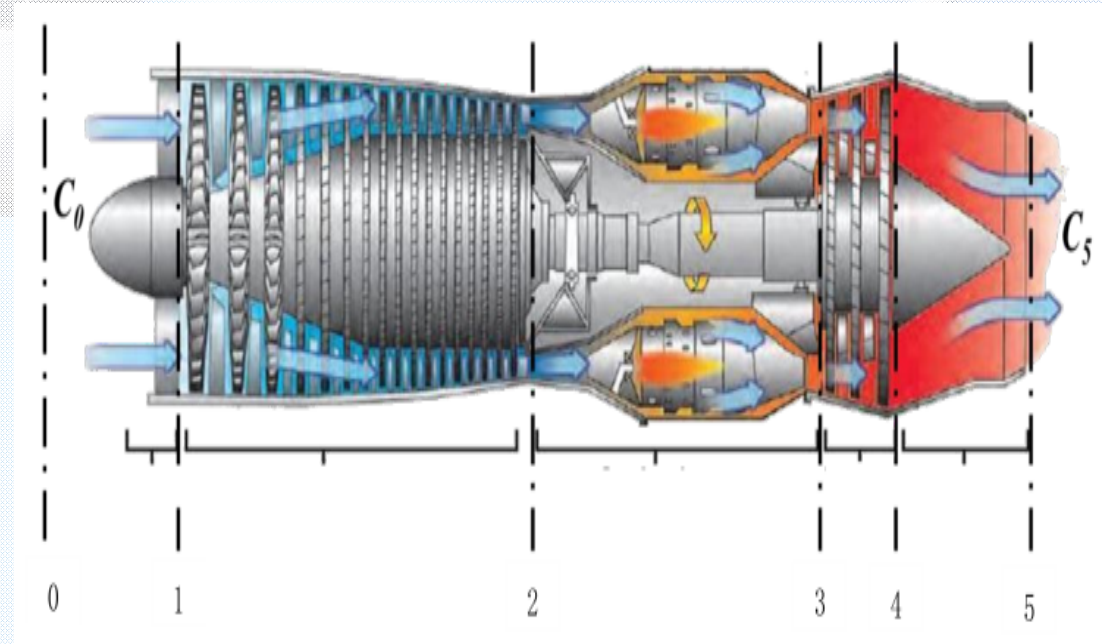
$C_5$  大于  $C_0$

气体流过发动机时被加速

牛顿第二定律, 有力作用于气体

牛顿第三定律, 有作用力就有反作用力,

反作用力是气体对壳体的作用力, 是推力

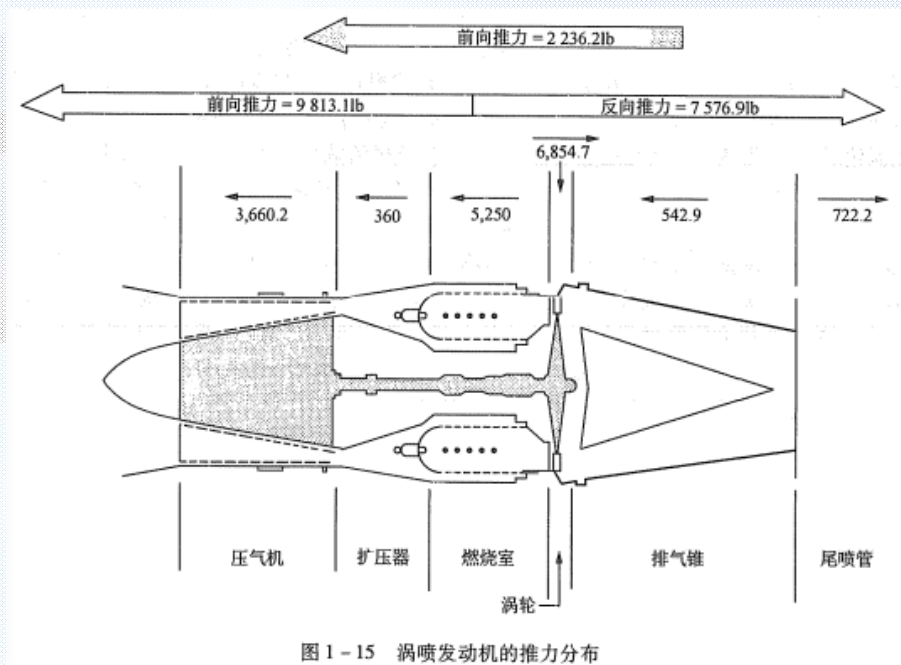


## 发动机各部件力的方向

进气道，扩压器，压气机，燃烧室，排气锥，  
产生的力是向前的；

涡轮，喷管产生的力是向后的。

涡轮，喷管是**收敛的**



d 飞行速度和飞行高度对推力的影响

燃油消耗率一定，推力受发动机入口空气温度和压力影响，主要是密度的变化带来进气流量的变化， $F = q (C_5 - C_0)$

a) 飞行速度的影响 —

空气流量不变

气体速度增量越大，推力越大  
气体速度增量越小，推力越小

气体速度增量增加会使发动机的耗油率增加，发动机经济性变差

## b) 飞行速度的影响 二

油门杆位置一定:  $F = q (C_{5} - C_{0})$

- ◆ 随着飞机速度的增加, 推力减少
- ◆ 冲压的影响, 增加了空气流量, 推力增加

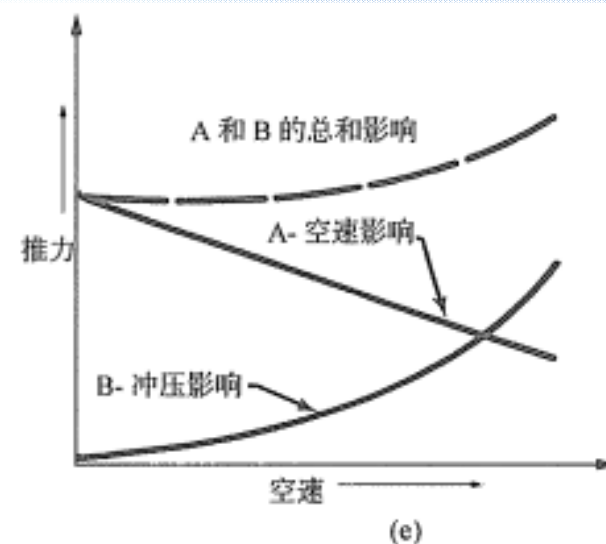
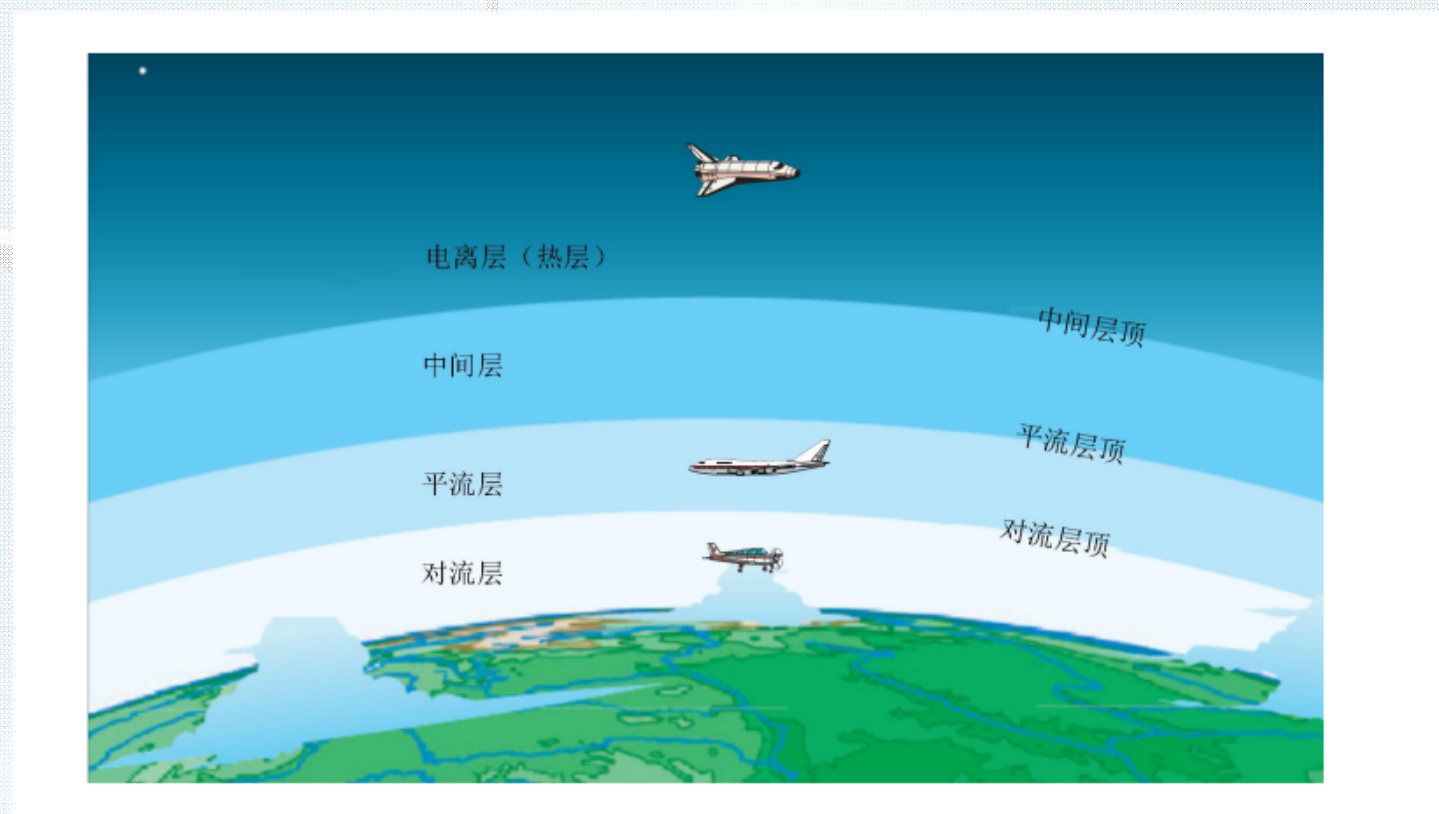


图 1-16 影响推力的因素

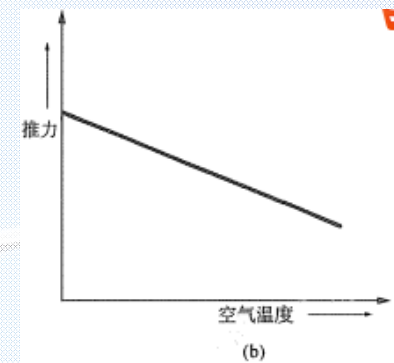
## c) 飞行高度的影响



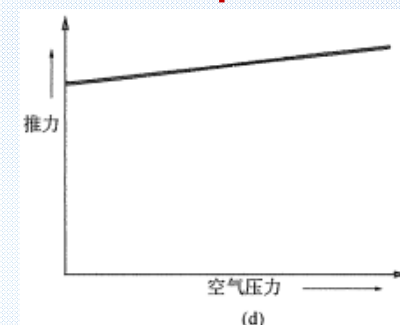
飞行高度增加 { 大气压力下降  
大气温度下降

空气密度减小, 空气流量减小, 推力减小

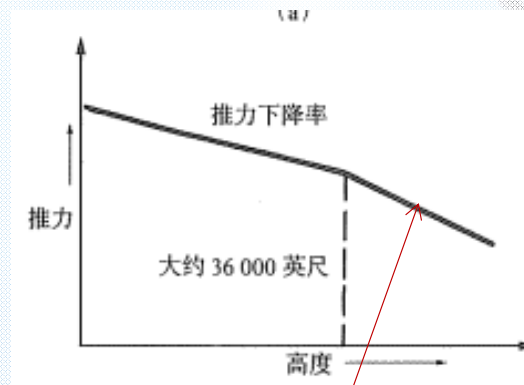
空气密度增大, 空气流量增大, 推力增大。



+



总体来说, 随着飞行高度增加, 大气密度减小, 空气流量减小, 推力减小



36000以上同温层, 就只有压力的变化

## 小结

推力产生的原理 牛顿第二、三定律说明推力的产生

推力的影响

飞行速度的影响

飞行高度增加

A light blue, semi-transparent silhouette of a commercial jet aircraft is centered in the background, showing the fuselage, wings, and tail.

## 5.1.1.3 发动机参数

## 1 推力及其相关参数

推力是发动机的**最主要性能参数**，发动机的工作参数来间接表征发动机推力大小，**转速 N 和压力比 EPR**

## a 单位推力

发动机的推力与每秒钟流过发动机的空气质量流量之比，**最重要的性能参数**

意义是每秒一公斤空气质量流量能产生多少牛顿的推力

流过发动机的空气流量，在一定程度上决定了发动机的尺寸和重量

给定**飞行条件，发动机尺寸和重量**，单位推力越大，发动机的推力也就越大

单位推力随飞行速度的增大而下降？

**单位推力** $=F/q=q (C_5-C_0)/q= C_5-C_0$

## 总推力

- ◆ 总推力是指飞机**静止**时发动机产生的推力，如飞机在跑道起点，起飞前发动机运转产生的推力
- ◆ 总推力是发动机排气产生的推力，它包括由排气动量产生的推力和喷口静压和大气压力差产生的附加推力。

## 净推力

净推力取决于离开发动机燃气动量与进来的空气动量加进来的燃油动量，还包括喷管出口的静压超过周围空气的静压产生的推力化

## b 推重比

发动机的推力和发动机的净重之比

涡喷3.5~4,  
涡扇10 以上

推重比是一个综合性的性能指标

- ◆ 气动热力循环方面的水平，推力大反映热力循环好
- ◆ 也体现结构方面的水平，发动机可以小点，结构好



## c 转速

### a) 推力随转速的增加而增大原因

- ◆ 油门前推，燃油量增加，涡轮前温度增加，涡轮功增加，发动机转速增加，压气机增压比增加，进入发动机的空气流量增加；
- ◆ 燃气的膨胀能力增加，更多能量在喷管中转换成气体的动能，排气速度增加。

发动机推力随着发动机转速的增加而增大

## b) 转速表征发动机推力大小原因

- ◆ 转速易测量，精度高
- ◆ 发动机转速是影响发动机推力的最主要参数
- ◆ 反映发动机承受的机械负荷的大小
- ◆ 反映发动机的强度和发动机状态

所以转速表征发动机推力大小，**是最基本参数。**

双转子发动机，N1 低压转子转速（即风扇转速），N2 表示高压转子转速。

高涵道比发动机推力主要由外涵风扇产生，N1 来表征发动机推力大小

如 GE90 和 CFM56

## d 发动机压力比

### a) 概念

涡轮出口总压与压气机进口总压之比。描述了气体在发动机内获得的总压增量

高涵道比发动机，推力由外涵的风扇产生，一些发动机压力比的测量的是**风扇出口气体总压与风扇进口气体总压之比**，也称为**外涵 EPR**。

## b) EPR 反映发动机推力的大小原因

- ◆ 获得的总压增量，EPR 越高，气体获得的机械能增量越大，在喷管内膨胀能力越强，排气速度越高，
- ◆ 推力越大且当发动机转速一定时，其他因素的变化对推力的影响，也可以通过 EPR 值反映出来。

### 影响EPR因素

发动机压气机叶片积污  
叶片增压效率降低  
发动机推力减少

EPR 可反映推力变化，反映推力的大小，是最基本参数

PW4000、V2500 内涵EPR来表征推力大小，RB211外涵道EPR 来表征推力的大小。

### c) EPR反映推力缺点

- ◆ 测量EPR传感器要求高，精度和可靠性不及N1
- ◆ 不能反映发动机的强度，



必须同时监控发动机转速，确认发动机推力

## 2 发动机效率参数

发动机工作时，放出的热能，能量在转换成推进功的过程中损失掉了，**能量损失的大小可通过发动机的效率来描述**

## a 热效率（内效率）

### a) 热效率定义

**发动机的热效率：**流过发动机1kg气体的动能增量与加给这部分气体的燃料的理论放热量之比，及发动机气流动能增量与燃油完全燃烧所放出的热量之比 **25% ~ 40%**

$$\eta_e = \frac{(c_5^2 - c_0^2)/2}{q_1}$$

## b) 损失的能量

损失的能量

- ◆ 高温燃气带走的热量； **是最主要的损失**
- ◆ 表面的散热和滑油带走；
- ◆ 不完全燃烧和燃烧产物的离解损失

**热效率表明作为热机的经济性**

减少最主要的损失，提高增压比，提高燃气膨胀能力，热能转变为机械能

**离解损失**：在化学中，指化合物分裂而形成的离子或原子团的过程

### c) 影响热效率因素

#### 影响因素

加热比（涡轮前燃气温度）高，热效率高  
压气机增压比高，热效率高  
压气机效率增大，热效率高  
涡轮效率增大，热效率高

当增压比等于最经济增压比，热效率最大，继续增加，反而下降

最经济增压比：耗油率最低的增压比

最佳增压比：产生最大做功能力的增压比最低的增压比

最经济增压比大于最佳增压比

## b 推进效率

### a) 推进效率

发动机对飞机所做的推进功与气流的动能增量之比 约 50% ~ 75%

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{c_5}{c_0}}$$

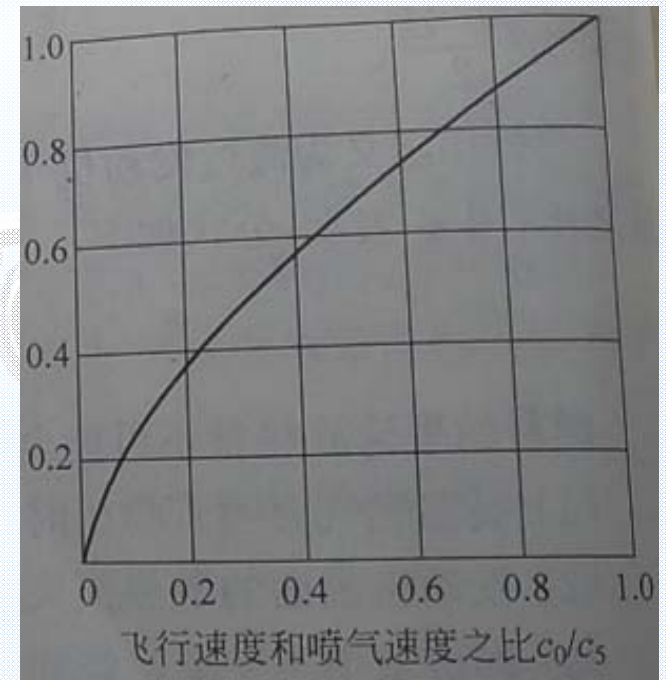
### 特点

- ◆ 气体动能增量转变成飞机推进功过程中能量损失大小
- ◆ 表明了涡轮喷气发动机作为**推进器的经济性**
- ◆ 在空中的动能损失越少，推进效率越大

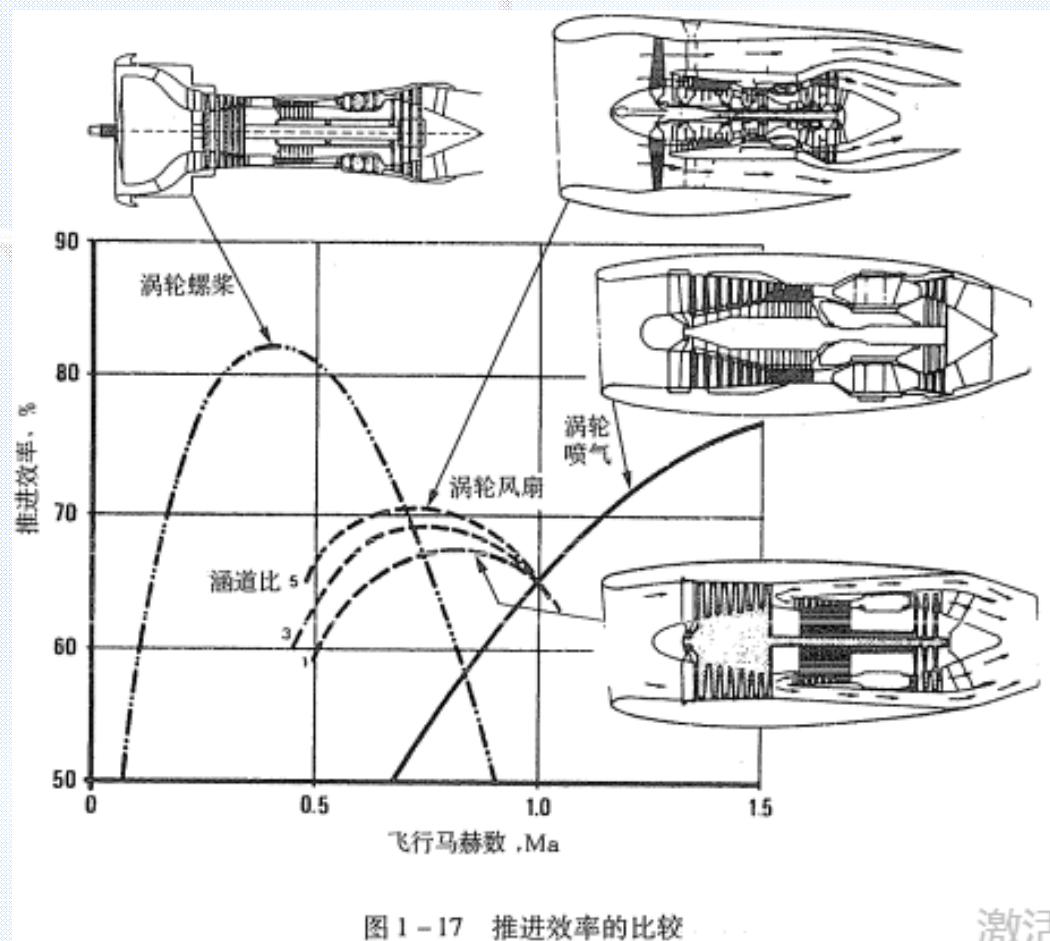
## b) 喷气速度与飞行速度对推进效率影响

- ◆ 飞行速度为0，在地面，推进功0，推进效率0
- ◆  $C_0/C_5$ 逐渐增大，喷气速度与飞行速度接近，效率越高
- ◆ 推进效率趋向于1，喷气速度与飞行速度相等，保证发动机推力 流量必须很大，发动机迎风面积过大，飞行阻力很大

不等于1，也因为发动机功率离散



## c) 各型发动机对推进效率的影响



激活

## c . 总效率

### a) 总效率定义和特点

总效率=热效率×推进效率

燃油完全放出的热量，有多少转变为推进功 20% ~ 32%

特点

- ◆ 热能转变成推进功过程中的能量损失大小
- ◆ 作为产生推力的动力装置的经济性

## b) 对总效率影响因素

影响因素	}	加热比 (涡轮前燃气温度) 高, 热效率高	热效率高
		压气机增压比高	热效率高
		压气机效率增大	热效率高
		涡轮效率增大	热效率高
		燃烧效率高	热效率高

涡轮前燃气温度 $T_3^*$ 影响复杂

- 动能增加, 热效率增加
- 喷气速度增加, 推进效率降低

$$\eta_e = \frac{(c_5^2 - c_0^2)/2}{q_1}$$

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{c_5}{c_0}}$$

涡轮前燃气温度 $T_3^*$ 对发动机的总效率影响随发动机类型而不同

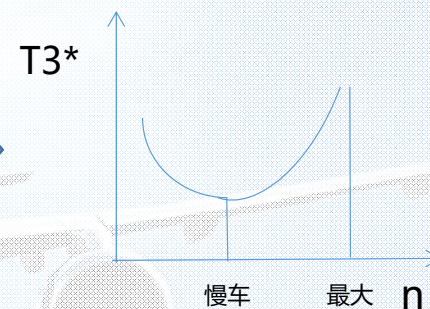
### 3 发动机其它主要参数

#### a 涡轮前燃气总温 $T3^*$

特点

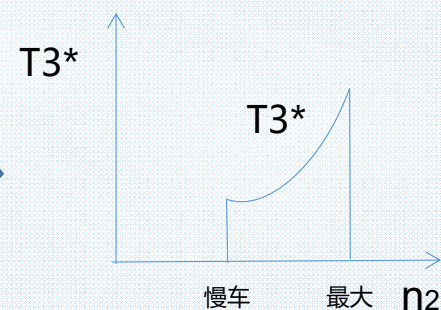
- ◆ 最重要、最关键参数，也是受限制参数
- ◆ 高低表示了发动机性能的高低
- ◆ 使用过程中它不应超过允许的最高值
- ◆ 分布不均，测量难，实际中不进行测量

单转子发动机 $T3^*$ 小转速偏离设计状态远，压气机效率，涡轮效率和涡轮落压比小，所以必须保持高 $T3^*$ ，才能保证涡轮功率，保证发动机正常工作



双转子发动机 $T3^*$

双转子发动机在低速时，压气机效率高，可以有效降低 $T3^*$



## b 发动机排气温度 EGT

$$T4^* = T3^* - \text{常数} \times \text{转速的平方}$$

特点

- ◆ 低压涡轮后燃气的总温，实际使用中的**重要的监控参数**
- ◆ **多点并列镍铬 - 镍铝**材料热电偶测量EGT
- ◆ EGT反映了发动机涡轮前总温，红线 EGT

### c. 燃油流量 FF

FF 表示，同一类型发动机不同，燃油量会略有不同，但发动机顺利工作和测定飞行中正在消耗的燃油量来说，燃油流量可以提供一种很有用的指示。

#### d . 振动值VIB (vibration)

加速机件的疲劳破坏，降低发动机工作寿命  
乘员易于疲劳并不舒适感，  
影响仪表的精度和指示  
造成结构和仪器的损坏

VIB 表示，极低的振动幅度，潜在的或内部故障的振动可能不会被发觉而忽视，装振动指示器，监视发动机的振动水平

## 4 经济性能指标

### a 燃油消耗量

发动机单位时间内消耗的燃油量称为**燃油消耗量**，单位为 kg/s

- ◆ 推力相等的发动机，燃油消耗量小表示经济性好
- ◆ 推力不相等，不表明发动机的经济性，引入**单位燃油消耗率**，比较发动机经济性能的好坏

## b 耗油率 Specific Fuel Consumption

**单位燃油消耗率是**产生一牛顿（或十牛顿）推力每小时所消耗的燃油量，  
一定飞行速度下的**经济性指标，决定飞机的航程和续航时间**

$$\text{耗油率 } sfc = KC_0 / \eta_{\text{总}}$$

- ◆ 一定飞行马赫数下，单位燃油消耗率和总效率成反比
- ◆ 同速度下比较发动机经济性，单位燃油消耗率合理。

$$\text{涡扇发动机 } sfc = 3600f / (C_5 - C_0) (1+B)$$

f 是油气比

(C<sub>5</sub>-C<sub>0</sub>) (单位推力)

涵道比

总结

发动机类型及基本组成

发动机原理

发动机参数

A faint, light-colored silhouette of a commercial airplane is centered in the background, showing the fuselage, wings, and tail.

**感谢聆听，欢迎指正**