

# 航空發動機原理

蔣浩康 編

北京航空學院

1964.9



## 緒 論

### §1 噴气发动机概述

航空动力装置的任务是将燃料的能量（一般是化学能）轉变成推动飞行器所需的推进功。

現代飞行器正向着增大飞行速度和飞行高度、提高續航能力以及改善經濟性等方面迅速发展。飞行器的性能在很大程度上取决于动力装置的性能，它对动力装置提出了推力大、重量輕、外廓尺寸小、經濟性好、在寬广的飞行范围（飞行速度和飞行高度的范围）內性能好以及結構簡單、工艺性好等要求。

噴气发动机是航空动力装置的一种，它把燃料的化学能轉变成由发动机噴出的燃气流的动能，由此而得到反作用力，此力作为推动飞行器的推进力。

在第二次世界大战結束以前，航空动力装置的主要类型是活塞式发动机，它在低速飞行时性能較好。随着飞行速度的提高，飞行器所需推力由于空气阻力的增大而增大，而活塞式发动机的功率实际上不随飞行速度变化，因而其推力随飞行速度的提高不断地减小，这就使得活塞式发动机在容許的重量和外廓尺寸下不可能提供高速飞行器所需的推力。而噴气式发动机在高速飞行时能发出很大的推力，並有重量輕、外廓尺寸小、結構簡單等优点。所以近年来，噴气发动机得到了很大的发展，不論在軍用方面还是在民用方面和科学实验方面都已被广泛因为以前的科学和航空动力装置的主要类型。但活塞发动机並沒有失去其强度耐热合金和高效前被用作直升飞机、短途运输飞机和其他民用飞机的发动机来。

虽然噴气发动机的理論和方案早已出現，但噴气发动机在航空上的实际应用不过20年左右，这是因为在以前的科学和技术水平下，不能設計和制造出噴气发动机所必須的高强度耐热合金和高效率的叶片机械，所以不能制造出工作可靠和有效的噴气发动机来。

目前，許多国家都在大力发展各种类型的噴气发动机，以作为各种类型的飞机、導彈和火箭的动力装置。高超音速飞机和宇宙火箭的出現說明噴气发动机已发展到了相当高的水平。

美帝国主义和其他帝国主义国家为了侵略和战争的需要，正在大力研究和試制各种新型的飞机、導彈和火箭。

我国在噴气技术方面曾有过启蒙的貢獻，火药和火箭都是我国人民首先

发明的，但是长期的封建统治和帝国主义的侵略阻碍了我国科学技术包括喷气技术的发展。解放以后，在党的领导下，我国人民几乎在一无所有的基础上建立起了完整的航空工业体系和航空科学研究机构，其中包括喷气发动机工厂和研究机关。我国的喷气发动机工业已从修理、仿制逐步地走上了自行设计试制的阶段。形势要求我们发扬自力更生、奋发图强的精神，创造出各种性能优良的喷气发动机来，以增强我国的国防力量。

## §2 喷气发动机的分类和应用

喷气发动机按工质不同和燃料氧化剂不同分为火箭发动机和空气喷气发动机两大类。在火箭发动机中，燃料和氧化剂都由飞行器自身携带，工质即是燃烧产物。空气喷气发动机中，燃料的氧化剂是取自外界空气中的氧气，工质主要是空气。显然，火箭发动机可以在稀薄空气层甚至大气层外工作，而空气喷气发动机只能在大气层内有限高度以下有效地工作。

火箭发动机按采用燃料的种类不同，分为固体燃料火箭发动机和液体燃料火箭发动机两种。固体燃料火箭发动机构造简单，尺寸小，在短时间内能产生很大的推力，但工作时间较短。它一般用来作为帮助飞机或导弹起飞的起飞装置和短时间内增大飞行器飞行速度的加速器，也可作为导弹的动力装置。液体燃料火箭发动机工作时间可以较长，产生的推力很大。它被广泛地用作各种火箭的动力装置，也可用作飞行器的起飞装置。由于火箭发动机只有在很高的超音速飞行时经济性才好，所以液体燃料火箭发动机一般不用作飞机的动力装置。

空气喷气发动机按空气在发动机中压缩的方式不同和产生推力的方式不同分为冲压式喷气发动机、涡轮喷气发动机、涡轮螺旋桨发动机和双路式涡轮喷气发动机等几种。

冲压式喷气发动机在三倍到五倍音速左右的范围内性能较好，推力大，经济性好，并且结构简单，重量轻，但在较低速飞行时性能差，因此被广泛地用作导弹的动力装置。涡轮喷气发动机在飞行速度从跨音速到三倍左右音速的范围内性能较好，是目前飞机用作动力装置的主要型式。涡轮螺旋桨发动机在较低的飞行速度（500—900公里/小时左右）下性能较好，因而被广泛地用作运输机和民航机的动力装置。双路式涡轮喷气发动机在高亚音速飞行时或高超音速飞行时都有较好的性能，目前有許多国家在发展这种发动机作为高亚音速运输机和民航机的动力装置，或作为高超音速飞机的动力装置。

从上述介紹可見，各种类型的噴气发动机各自有其最合适的飞行范围和用途，在国防上或在国民經济中各佔有一定的地位。因此，我們必須同时发展各种类型的噴气发动机，不应片面強調某种机种的作用。

### § 3 本課程的目的和內容

本課程的目的是使同學們获得各种噴气发动机原理的基本知識。

課程着重 闡述渦輪噴气发动机及其各部件的工作原理，並說明渦輪噴气发动机的特性，对其他各种噴气发动机的工作原理及性能的特点也作一般的介紹。

要求同學們透彻地理解並掌握渦輪噴气发动机及其部件的基本工作原理，了解其性能变化規律，对其他各种噴气发动机的工作原理和性能的特点也应有一般的了解。

如上所述，飞行器对发动机提出推力大、重量輕、外廓尺寸小、經濟性好、在寬广的飞行範圍內性能好以及結構簡單、工艺性好等基本要求。而这些要求之間往往是互相矛盾的，比如为了增大空气噴气发动机的推力，可以用增加工質——空气的办法来达到，但为了通过較多的空气，发动机的直徑应相应加大，这就增大了发动机的重量和迎面尺寸。因此，設法使上述各項要求均能适当地得到滿足，便成为貫穿本課程的一條紅綫。

# 第一章 涡轮喷气发动机的工作原理和主要性能参数

## §1 涡轮喷气发动机的工作原理

图1和图2是涡轮喷气发动机的简图。涡轮喷气发动机的主要部件是：进气道0-1，压气机1-2，燃烧室2-3，涡轮3-4和尾喷管4-5。两图的压气机型式不同，图1发动机的压气机称为轴流式压气机，图2发动机的压气机称为离心式压气机。

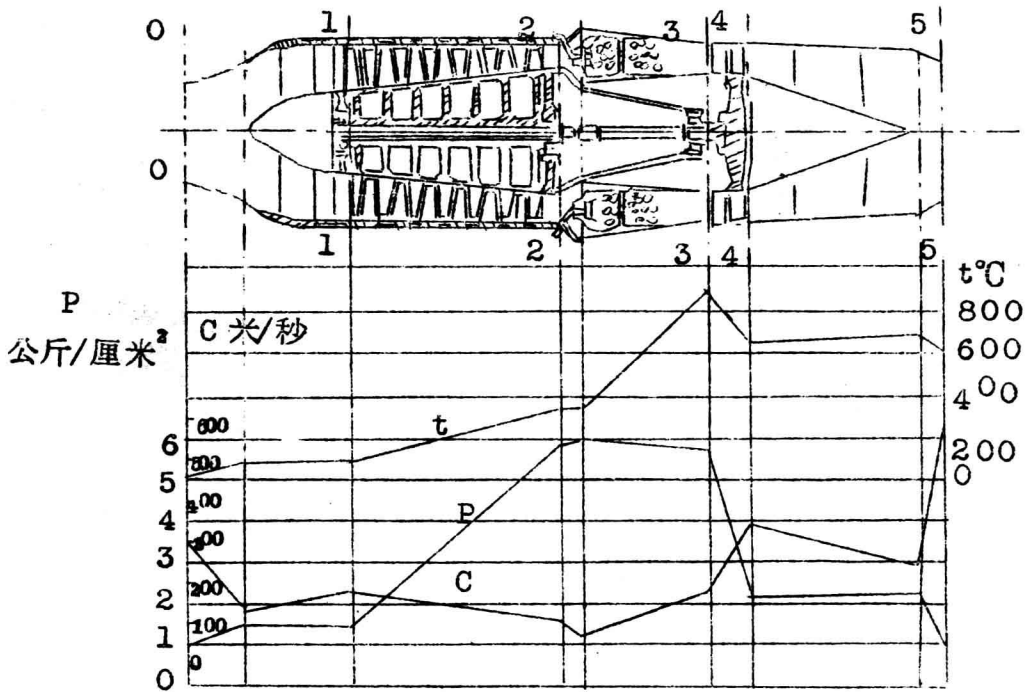


图1 具有轴流式压气机的涡轮喷气发动机简图及气流参数沿通道的变化

图2 具有离心式压气机的涡轮喷气发动机简图

渦輪噴氣發動機的工作原理是：在飛行時，未受擾動的空氣相對於發動機以飛行速度迎面進入發動機進氣道中，在此處空氣流速降低，利用部分動能壓縮空氣，使空氣壓力提高，稱為速度沖壓；空氣經過進氣道後進入壓氣機，壓氣機對空氣加功進一步壓縮，使空氣壓力進一步提高；增壓後的空氣從壓氣機出來進入燃燒室，在此處噴射燃料進行燃燒，燃料燃燒放出的熱量加熱氣體，使氣體溫度大大提高；在燃燒室出口處燃氣具有高溫和高壓，即具有很高的能量和作功能力；高能燃氣進入渦輪，燃氣在渦輪中膨脹作功，此功用來傳動壓氣機；最後，燃氣從渦輪出來進入尾噴管，燃氣在尾噴管中進一步膨脹，使燃氣加速；因尾噴管出口燃氣速度（稱為排氣速度）大於空氣進入發動機的速度即飛行速度，氣體流經發動機後動量得到了增加，因而產生反作用力即發動機推力。

由此可見，渦輪噴氣發動機既是熱機（將燃料的化學能轉變為流過發動機氣體的動能的機器）又是推進器（產生推力的機器），是兩者的有機組合體。

下面說明一下氣流參數（壓力 $P$ 、溫度 $T$ 和流速 $C$ ）沿渦輪噴氣發動機氣流通道是如何變化的。為了方便，用下列符號表示發動機各種特徵截面：

0-0：發動機前空氣未受擾動截面；

1-1：壓氣機進口截面；

2-2：壓氣機出口截面；

3-3：渦輪進口截面；

4-4：渦輪出口截面；

5-5：尾噴管出口截面。

各截面上氣流參數採用與該截面相同的註腳，例如壓氣機出口截面壓力用 $P_2$ 表示，渦輪前燃氣溫度用 $T_3$ 表示。

圖1上表示了沿發動機氣流通道氣流參數變化的情形。在飛行時，空氣相對於發動機從遠前方以飛行速度 $v$ 流向發動機。從發動機前空氣未受擾動截面到進氣道出口之間（0-0截面和1-1截面之間），空氣流速降低，壓力和溫度隨之提高。在壓氣機中（1-1截面和2-2截面之間），由於壓氣機對空氣加功壓縮，空氣的壓力和溫度繼續提高，流速一般有所降低，也有略有增大的。在燃燒室中（2-2截面和3-3截面之間），由於燃料燃燒產生的熱量對空氣加熱，氣體的溫度大大提高，目前渦輪前燃氣溫度 $T_3^*$ 在1150—1300°K範圍內，而壓力則由於存在流動阻力等原因而略有降低，流速一般

有所增大，也有略为降低的。在涡轮中（3-3 截面和 4-4 截面之間），由于燃气在其中膨胀做功，燃气压力和温度降低，流速一般是增大的。在尾喷管中（4-4 截面和 5-5 截面之間），由于燃气在其中膨胀加速，燃气压力和温度进一步降低，流速則大大增加。尾喷管出口燃气压力視发动机工作状态的不同和尾喷管型式不同，可能等于外界大气压力，也可能与之不等。尾喷管出口燃气温度远远地高于大气温度。在各部件中气流参数的变化情况及其原因在第二章中还要詳細討論。

## § 2 涡轮喷气发动机的理想循环

为了进一步理解涡轮喷气发动机的工作过程和工作原理，並确定影响发动机作为热机的有效功（气流动能增量）和经济性的主要因素，我們把气体在发动机內的工作过程当作一个循环来研究。由于发动机中的实际工作过程相当复杂，气体在各部件中流动时会有各种损失，气体的性质也在变化。为了便于了解发动机工作过程的实质，先研究本质上与实际工作过程相符合的理想循环，即是在对发动机中工作过程作了一些假设之后，由几个简单的可逆过程組成的循环，再研究反映实际工作过程的实际循环。以一公斤气体为研究单位。

涡轮喷气发动机理想循环的假设是：

1. 认为工质是空气，即认为燃料燃烧所产生的热量是从外界加于空气，气体的成份不发生变化；同时，认为空气的比热不随温度变化。

2. 认为气体通过发动机各部件时，沒有流动损失和散热损失等损失。

在上述假设下，空气在涡轮喷气发动机各部件中进行如下的热力过程，空气流参数的变化可以在  $P-v$  图和  $T-S$  图上表示，如图 3 所示。

在飞行时，空气未受扰动截面上空气的状态在图上用 0 点来表示。空气在进气道的降速增压过程是等熵压缩过程，进气道出口空气状态在图上用 1 点表示。空气在压气机中的加功压缩过程也是等熵压缩过程，压气机出口空气状态在图上用 2 点表示。綫段 0-2 表示空气在进气道和压气机中的等熵压缩过程。

在燃烧室中，对空气的加热是在压力不变的情况下进行的，是等压加热过程，燃烧室出口空气状态在图上用 3 点表示。綫段 2-3 表示空气在燃烧室中的等压加热过程。

空气在涡轮中的膨胀做功是等熵膨胀过程，涡轮出口空气状态在图上用 4

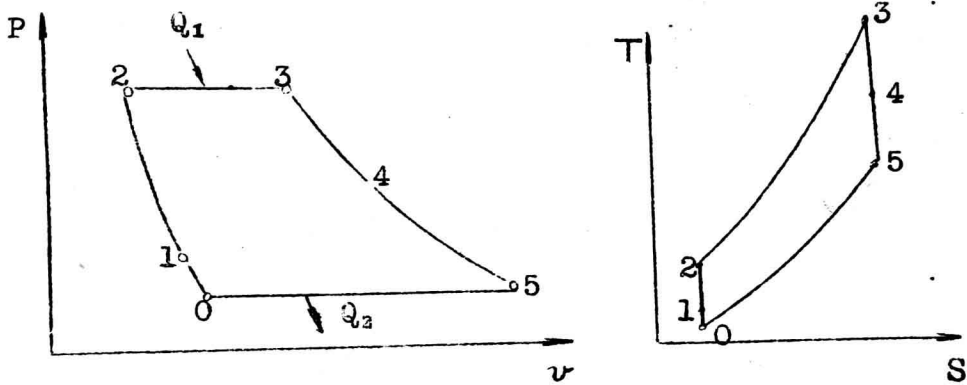


图3 涡轮喷气发动机理想循环 P-v 图和 T-S 图

点表示。空气在尾喷管中的膨胀加速也是等熵膨胀过程，若尾喷管出口空气压力正好等于大气压力，尾喷管出口空气状态在图上用5点表示。线段3-5表示空气在涡轮和尾喷管中的等熵膨胀过程。

空气从尾喷管排出后，假想在大气中进行等压放热，最后空气状态重新回到空气未受扰动截面上的状态。线段5-0表示空气在大气中的等压放热过程。

可见，涡轮喷气发动机的理想循环是一个等压加热循环。

若加于空气的热量为  $Q_1$ ，空气向外界的放热量为  $Q_2$ ，则理想循环功  $L_t$  应等于加热量与放热量之差，即：

$$L_t = \frac{Q_1 - Q_2}{A} \quad (1)$$

理想循环功  $L_t$  在 P-v 图上可用过程线<sup>3</sup>包围的面积 0235 表示。

涡轮喷气发动机的理想循环功是用来增加理想工作过程中空气的动能的。为了证明这一点，写出一公斤空气通过发动机（0-0 截面与 5-5 截面之间）时的能量方程：

$$i_0 + A \frac{v^2}{2g} + Q_1 = i_{5t} + A \frac{C_{5t}^2}{2g}, \quad (2)$$

式中  $i_{5t}$  ——理想过程中尾喷管出口截面上空气流的焓；

$C_{5t}$  ——理想过程中排气速度。

因  $i_{5t} - i_0 = Q_2$ ，代入上式，得：

$$Q_1 - Q_2 = A \frac{C_{5t}^2}{2g} - A \frac{v^2}{2g},$$



所以，

$$L_t = \frac{C^2}{2g} - \frac{v^2}{2g} \dots \dots \dots (3)$$

理想循环中，加热量转变为理想循环功的程度用理想循环效率  $\eta_t$  来表示。理想循环效率  $\eta_t$  等于理想循环功的热当量  $AL_t$  与加热量  $Q_1$  之比，即：

$$\eta_t = \frac{AL_t}{Q_1}, \quad (4)$$

理想循环效率表示在理想循环中，加热量中有多少转变成气流动能增量，它反映了理想循环中的放热损失  $Q_2$ 。

热力学中曾导出等压加热循环效率公式为：

$$\eta_t = 1 - \frac{1}{\frac{k-1}{\pi_c}}, \quad (5)$$

式中  $\pi_c = \frac{P_2}{P_0}$ ，即压气机出口空气压力与大气压力之比，它表示空气在进气道

和压气机中压力提高的程度，称为发动机总增压比。为了便于分析和计算，常常除了在空气未受扰动截面和尾喷管出口截面外，在其他特征截面上气流参数均用总参数表示。这时，发动机总增压比是指压气机出口空气总压  $P_2^*$  与大气压力之比，用  $\pi_c^*$  表示， $\pi_c^* = \frac{P_2^*}{P_0}$ 。因此，理想循环效率公式通常写成与

总增压比的关系：

$$\eta_t = 1 - \frac{1}{\frac{k-1}{\pi_c^*}}, \quad (6)$$

若再以  $\pi_g^*$  和  $\pi_k^*$  分别表示空气在进气道和压气机中压力提高的程度， $\pi_g^* = \frac{P_1^*}{P_0}$ ，称为速度增压比， $\pi_k^* = \frac{P_2^*}{P_1^*}$ ，称为压气机增压比。显然  $\pi_c^* = \pi_g^* \cdot \pi_k^*$ 。这样，

理想循环效率公式又可写成：

$$\eta_t = 1 - \frac{1}{\frac{k-1}{(\pi_g^* \pi_k^*)^k}} \quad (7)$$

公式(6)和(7)表示：理想循环效率  $\eta_t$  取决于发动机总增压比  $\pi_c^*$  或速度增压比  $\pi_y^*$  和压气机增压比  $\pi_k^*$ 。图4表示了理想循环效率与发动机总增压比的关系。由图可见，随着发动机总增压比的增大，理想循环效率不断增高，开始增加较快，后来较慢。其物理意义在于空气增压比越高，则膨胀程度也越大，有更多的热量转变成机械功，因而尾喷管出口燃气温度越低，放热损失越小。

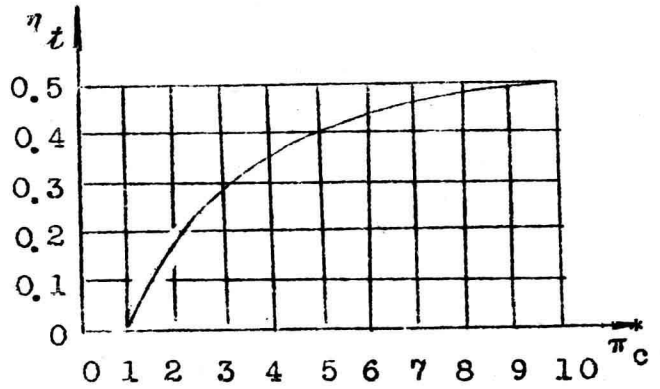


图4 涡轮喷气发动机理想循环效率与发动机总增压比的关系

由理想循环效率的定义式(4)可知，理想循环功的热当量等于加热量与理想循环效率的乘积，即：

$$AL_t = Q_1 \cdot \eta_t, \quad (8)$$

可见，加热量越大，理想循环功越大，因而气流动能增量越大；理想循环效率越高，理想循环功也越大，因而气流动能增量也越大。

### §3 涡轮喷气发动机的实际循环

涡轮喷气发动机的实际循环不同于理想循环。在实际循环中，气体的成份和性质由于燃料的燃烧要发生变化，气体的比热随温度的变化也要变化。更主要的是，气体在发动机各部件中流动时，由于存在流动阻力，有流动损失；此外，还有通过壁面的散热损失等损失。这些损失，尤其是流动损失，对气体热力过程的性质有很大的影响。同时，损失的存在使循环功减小，循环效率降低。

涡轮喷气发动机的实际循环也可以表示在  $P-v$  图和  $T-S$  图上，如图5所示。为了和理想循环比较，图上用虚线表示相同的发动机总增压比  $\pi_c^*$  和相同的涡轮前燃气温度  $T_3^*$  时的理想循环。

空气在进气道和压气机中流动时，由于存在流动损失，有一部份机械能用来克服流动阻力而转变为热加于空气，空气的压缩过程是多变压缩过程。线段 0-2 表示空气在进气道和压气机中的多变压缩过程。

气体在燃烧室中流动时，由于存在流动阻力，气体的压力有些降低，气

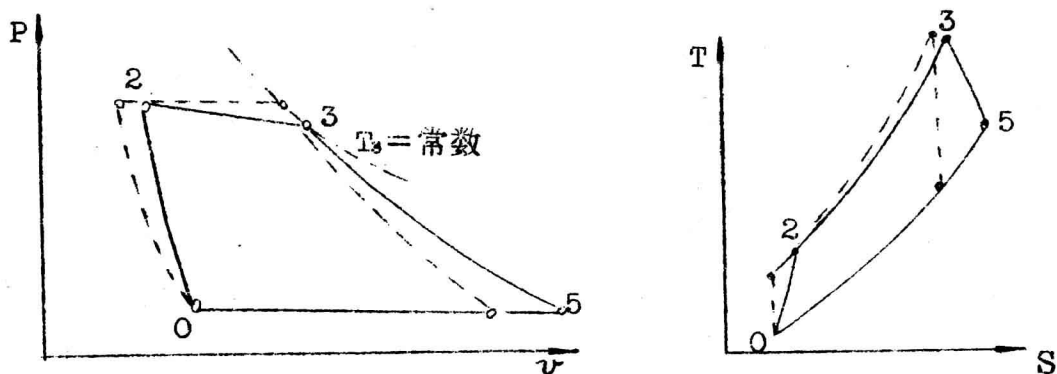


图5 涡轮喷气发动机实际循环P-v图和T-S图

体的加热是在压力有所下降的情况下进行的。线段2-3表示气体在燃烧室中的实际加热过程。

气体在涡轮和尾喷管中流动时，也由于存在流动阻力，有一部份机械能用来克服流动阻力而转变为热加于气体，气体的膨胀过程是多变膨胀过程。线段3-5表示气体在涡轮和尾喷管中的多变膨胀过程。

气体从尾喷管排出后，同样假想气体在大气中进行等压放热，最后气体的性质和状态又重新回到未受扰动截面上的空气状态。线段5-0表示气体在大气中的等压放热过程。

可见，涡轮喷气发动机的实际循环是与等压加热循环有一定差别的不可逆循环。

显然，发动机的实际循环功（称为有效功） $L_e$ 是用来增加流过发动机气体的动能的，因此：

$$L_e = \frac{C_5^2}{2g} - \frac{v^2}{2g} \quad (9)$$

必须注意，在P-v图上，过程线<sup>3</sup>包围的面积0235不能表示有效功。

发动机实际循环中，加热量转变为有效功的程度用实际循环效率（称为有效效率） $\eta_e$ 来表示。有效效率是指发动机有效功的热当量 $AL_e$ 与每公斤空气消耗的燃料所含热量之比，即：

$$\eta_e = \frac{AL_e}{g_T H_u} = \frac{A \left( \frac{C_5^2}{2g} - \frac{v^2}{2g} \right)}{g_T H_u} \quad (10)$$

式中 $g_T$ ——每公斤空气消耗燃料量；

$H_u$ ——公斤燃料热值。



有效效率說明燃料所含热量中有多少轉变成气流动能增量。因此，它是評定渦輪噴气发动机作为热机的經濟性的参数。

有效效率反映燃料的化学能轉变成气流动能增量过程中的一切損失，这些損失是：

1. 放热損失。这是由热力学第二定律决定的热損失。

2. 流动損失。这部份損失也是以热能的形式被燃气帶到大气中去的，因为用来克服流动阻力而消耗的机械能轉变为热加进了气体，使尾噴管出口燃气具有更高的温度。

3. 燃料不完全燃燒造成的損失。

4. 散热損失。

上述几項損失中，前兩項損失佔总損失的絕大部份。

显然，有效效率  $\eta_e$  不仅取決于发动机总增压比  $\pi_c^*$ ，还与流动損失等損失有关；此外，还与加热量的大小有关，因为加热量不同，損失的相对量也不同。因此，有效效率比理想循环效率低， $\eta_e < \eta_t$ 。

目前渦輪噴气发动机的有效效率在 0.25—0.40 范圍內。

同样，发动机的有效功等于加热量和有效效率的乘积： $AL_e = g_T H_T \cdot \eta_e$ 。可見，加热量越大，有效功越大因而气流动能增量越大；有效效率越高，有效功也越大，因而气流动能增量也越大。由于有效效率比理想循环效率低，有效功比理想循环功小， $L_e < L_t$ 。因此气流动能增量比理想情况下小，在相同的飞行速度下，排气速度比理想情况下的小， $C_5 < C_{5t}$ 。

#### §4 渦輪噴气发动机的推力

現在来討論如何計算渦輪噴气发动机的推力，並确定影响发动机推力的主要因素。

渦輪噴气发动机的推力是指气流流经发动机內部和外部时，作用在发动机內表面和外表面上一切力的合力的軸向分力。

用沿发动机表面对一切力进行积分的办法計算推力是很困难的，通常把发动机看作整体，利用动量原理来計算推力。

图 6 是发动机工作示意图。空气相对于发动机从远前方以飞行速度  $v$  流向发动机。

当空气流过发动机外部时，发动机对空气流由于摩擦等原因产生迎面阻力，称为发动机外阻力。外阻力的大小不直接与发动机內部的工作有关，而

决定于飞行速度、发动机的外部形状和发动机在飞机上安装的位置等一系列因素。在推导发动机推力公式时，不考虑发动机外阻力，而把它作为飞机总阻力的一部份。

划出包括发动机在内的圆柱形区域  $05'5'0$ ，其轴綫与发动机轴綫相重合，端表面  $00$  和侧表面  $05'$  位于气流未受扰动的地方，端表面  $5'5'$  与发动机尾喷管出口截面  $5-5$  相重合。

我們来分析一下，在这段气流上作用着那些力。在端表面  $00$  和侧表面  $05'$  上，空气压力为大气压力  $P_0$ ，而流速則等于飞行速度  $v$ 。在不考虑发动机外阻力的情况下，可以认为发动机对流过其外部的空气流的扰动很小，因而可以近似地认为端表面  $5'5'$  上流过的空气的压力仍然等于大气压力，而流速仍然等于飞行速度。在尾喷管出口截面  $5-5$  上，燃气压力为  $P_5$ ，一般情況下不等于大气压力，流速为  $C_5$ 。除了外界空气和燃气对这段气流作用的压力外，发动机也对它作用着力，其方向沿发动机轴綫，以  $R'$  表示。

根据动量定律，作用在这段气流上的一切力在发动机轴綫方向投影之和应等于这段气流在同方向每秒动量的变化。假定飞行方向为正，这段气流沿发动机轴綫方向的动量方程为：

$$P_0 F_0 + R' - [P_0 (F_{5'} - F_5)] = \frac{G_B + G_T}{g} C_5 - \frac{G_B v}{g} \quad (11)$$

式中  $G_B$  —— 每秒流入发动机的空气量，称为空气流量，

$G_T$  —— 发动机中每秒燃烧燃料量，显然  $G_T = \eta_T \cdot G_B$ ，

$F_0$ ， $F_{5'}$  和  $F_5$  —— 气流柱  $00$  断面， $5'5'$  断面和尾喷管出口截面积，其中  $F_0 = F_{5'0}$  經整理后上式可写成：

$$R' = \frac{G_B + G_T}{g} C_5 - \frac{G_B v}{g} + F_5 (P_5 - P_0)。$$

根据反作用定律，气流对发动机作用着与  $R'$  大小相等方向相反的力，这就是推力，以  $R$  表示。因此，涡轮喷气发动机的推力公式为：

$$R = \frac{G_B + G_T}{g} C_5 - \frac{G_B v}{g} + F_5 (P_5 - P_0) \quad (12)$$

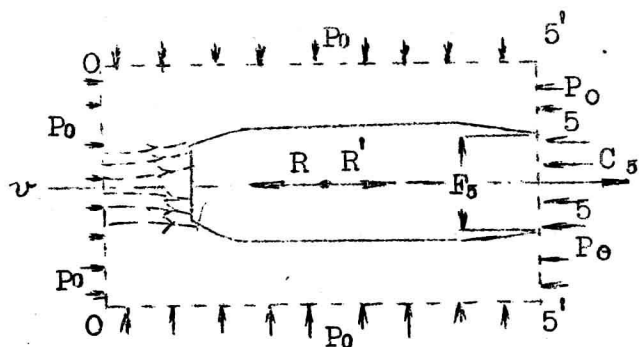


图6 计算涡轮喷气发动机推力用图

由于在涡轮喷气发动机中，每秒消耗燃料量  $G_T$  一般不超过空气流量的 1.5--2.0%，在近似计算时可以将其略去不计，则推力公式为：

$$R = \frac{G_B}{g} (C_5 - V) + E_5 (P_5 - P_0) \quad (13)$$

当尾喷管出口燃气压力  $P_5$  等于大气压力时，推力公式为：

$$R = \frac{G_B}{g} (C_5 - V) \quad (14)$$

公式 (14) 表示：涡轮喷气发动机的推力  $R$  取决于空气流量  $G_B$  和气体流过发动机后速度的增量  $(C_5 - V)$ ，在一定的飞行速度  $v$  下，则取决于空气流量和排气速度  $C_5$ 。空气流量越大，则发动机推力越大，排气速度越大，发动机推力也越大。但应注意，增大空气流量将引起发动机尺寸（主要是直径）和重量增大，而排气速度决定于发动机对气体加热量的大小和有效效率的高低。

### §5 涡轮喷气发动机的推进效率和总效率

涡轮喷气发动机作为推进器，是产生推力的机器。在飞行时，发动机推力推动飞机运动，对飞机作出推进功。因此，涡轮喷气发动机作为推进器，是把流过发动机的气体的动能增量转变成推进功的机器。然而并不是全部气流动能增量都能转变成推进功的，实际上，燃气从尾喷管出口离开发动机时，具有绝对速度  $(C_5 - V)$ ，因而，每公斤燃气将等于  $(\frac{C_5 - V}{2g})^2$  的动能带到大气中去而没有利用，称为动能损失。

流过发动机气体动能增量转变成推进功的程度用推进效率  $\eta_{\Pi}$  来表示。推进效率是指推进功与气体动能增量之比，一秒钟内推力对飞机所作推进功等于推力和飞行速度的乘积  $RV$ ，因此：

$$\eta_{\Pi} = \frac{RV}{G_B \left( \frac{C_5^2}{2g} - \frac{v^2}{2g} \right)} \quad (15)$$

推进效率说明气体动能增量有多少转变成推进功。因此，推进效率是评定发动机作为推进器的经济性的参数。

既然推进效率反映动能损失，显然，推进效率取决于排气速度与飞行速度之差  $(C_5 - V)$ 。速度差  $(C_5 - V)$  越小，即尾喷管出口燃气的绝对速度越小，理



动能损失越小，推进效率越高。当发动机在地面静止状态下工作时，因飞行速度等于零，推力对飞机不作推进功，流过发动机气体的动能全部被带到大气中去了，所以推进效率等于零。而当排气速度等于飞行速度时，速度差  $(C_5 - V) = 0$ ，没有动能损失，推进效率等于 1。但这是没有意义的，因为这时发动机推力等于零。

目前涡轮喷气发动机的推进效率随飞行速度的变化在很大的范围内变化，一般在 0.5-0.75 范围内。

涡轮喷气发动机作为整个动力装置，是把燃料的化学能转变成推进功的机器，燃料所含热量转变成推进功的程度用发动机总效率  $\eta_0$  来表示。发动机总效率是指推进功的热当量与发动机消耗燃料所含热量之比，即：

$$\eta_0 = \frac{ARV}{G_T H_u} \quad (16)$$

总效率说明燃料所含热量中有多少最后转变成推进功。因此，总效率是评定发动机作为整个动力装置的经济性的参数。

总效率反映了燃料的化学能转变为推进功过程中的全部损失。显然，总效率等于有效效率与推进效率的乘积：

$$\eta_0 = \eta_e \cdot \eta_{\pi} \quad (17)$$

当发动机在地面静止状态下工作时，因推进效率等于零，总效率也等于零。目前涡轮喷气发动机在飞行中总效率一般在 0.2-0.3 范围内。

### §6 涡轮喷气发动机的主要单位性能参数

为了评定和比较喷气发动机的性能，常用单位性能参数。涡轮喷气发动机的主要单位性能参数有：单位推力，单位燃料消耗量，重量推力比和单位迎面推力。

(一) 单位推力  $R_{y\pi}$

涡轮喷气发动机的单位推力是指发动机每秒每流过一公斤空气所产生的推力，即：

$$R_{y\pi} = \frac{R}{G_B} \quad (18)$$

单位推力的大小表示对于流经发动机的空气利用的程度。在给定的推力下，单位推力越大，则空气流量可以越小，因而发动机的尺寸（直径）可以设计得越小，发动机的重量也就可以越轻。因此，单位推力表示发动机在尺

寸重量方面的性能。

将推力公式 (14) 代入 (18) 式，得：

$$R_{y\pi} = \frac{1}{g} (C_5 - V) \cdot \quad (19)$$

公式表示，单位推力  $R_{y\pi}$  取决于排气速度与飞行速度之差  $(C_5 - V)$ ，而在一定的飞行速度  $v$  下，则取决于排气速度  $C_5$ 。排气速度越大，则单位推力越大。而排气速度取决于发动机对气体加热量和发动机有效效率。

目前涡轮喷气发动机在地面静止条件下工作时的单位推力一般在 55 — 75 公斤推力/公斤空气/秒范围内。

(二) 单位燃料消耗量  $C_{y\pi}$

涡轮喷气发动机的单位燃料消耗量是指发动机每发出一公斤推力在一小时内所需消耗的燃料量，即：

$$C_{y\pi} = \frac{3600G_T}{R} \cdot \quad (20)$$

单位燃料消耗量表示发动机在经济性方面的性能。单位燃料消耗量越小，飞机在一定的燃料贮备下，航程和续航时间可越长，或者在一定的航程下，燃料贮备量可越少，而载重量可越大。

若将 (20) 式的分子和分母均除以空气流量  $G_B$ ，则：

$$C_{y\pi} = \frac{\frac{3600}{3} \frac{G_T}{G_B}}{\frac{R}{G_B}} = \frac{3600g_T}{R_{y\pi}} \cdot \quad (21)$$

公式表示，单位燃料消耗量  $C_{y\pi}$  与单位推力  $R_{y\pi}$  成反比，与每公斤空气消耗燃料量  $g_T$  成正比。

前一节曾指出，涡轮喷气发动机的总效率是评定发动机经济性的参数，但为了实用的方便，常用单位燃料消耗量。但必须注意，用单位燃料消耗量来评定发动机的经济性是有条件的。因为若对 (20) 式的分子分母各乘以  $AVH_u$ ，则：

$$C_{y\pi} = \frac{3600G_T AVH_u}{RAVH_u} = \frac{3600AV}{H_u \eta_o} \cdot \quad (22)$$

$$\text{或 } \eta_0 = \frac{3600AV}{H_u C_{yD}} \quad (23)$$

(22) 和 (23) 式說明，只有在一定的飞行速度下，单位燃料消耗量才能作为評定发动机經濟性的指标，而当飞行速度变化时，只有总效率才能評定发动机的經濟性。

目前渦輪噴气发动机在地面靜止状态下工作时的单位燃料消耗量一般在 0.70—1.0 公斤/小时/公斤推力范围内。

(三) 重量推力比 (比重)  $g_{\text{ДВ}}$

渦輪噴气发动机的重量推力比是指发动机的淨重与推力之比，即：

$$g_{\text{ДВ}} = \frac{G_{\text{ДВ}}}{R} \quad (24)$$

式中  $G_{\text{ДВ}}$  —— 发动机的淨重。

重量推力比表示发动机在重量方面的性能。在給定的推力下，重量推力比越小，則发动机的重量越小，飞机的飞行速度可增大，升限可提高，或者載重量或者續航性可以增加。

目前渦輪噴气发动机在地面靜止状态下工作时的重量推力比一般在 0.2—0.3 公斤/公斤推力范围内。

(四) 单位迎面推力  $R_{\text{Л}}$

渦輪噴气发动机的单位迎面推力是指发动机推力与最大的橫截面积之比，即：

$$R_{\text{Л}} = \frac{R}{F_{\text{Л}}} \quad (25)$$

式中  $F_{\text{Л}}$  —— 发动机最大橫截面积。

单位迎面推力表示发动机在空气动力方面的性能。在給定的推力下，单位迎面推力越大，則发动机最大橫截面积越小，发动机外阻力越小。

目前渦輪噴气发动机在地面靜止状态下工作时单位迎面推力一般在 5000—10000 公斤推力/米<sup>2</sup> 范围内。