

噴气发动机原理

(叶 片 机)

Б.С. 斯捷金等編



國防工業出版社

噴气發動机原理

(叶片机)

Б. Г. 斯捷金等編

張惠民、魯啓新等譯



國防·業出版社

內 容 簡 介

本書闡明了航空葉片機的原理：包括在航空燃氣渦輪發動機上應用的離心式壓縮機、軸向式壓縮機及燃氣輪機。

書中研究了應用在葉片機上的氣體運動定律，對於壓縮機和燃氣輪機的工作過程進行分析，並說明了它們的計算方法。

書中還研究了壓縮機和燃氣輪機的試驗方法、特性及調節，並列出了特性曲線的近似計算方法。

本書乃是高等航空學校“葉片機原理”課程的教學參考書。

本書翻譯工作由南京航空學院魯啓新（概論、第一、二章），張惠民（第三、四、五章），尙義（第六章）和許棠（第七、八章及附錄）等同志完成。由張惠民校訂。

В. С. Стецкий, П. К. Казанджан, Л. П. Алексеев

А. Н. Говоров, Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров

ТЕОРИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

(ЛОПАТОЧНЫЕ МАШИНЫ)

Обorongиз 1956

本書系根據蘇聯國防工業出版社

一九五六年俄文版譯出

噴 氣 發 動 機 原 理

[蘇] 斯捷金等編

張惠民，魯啓新等譯

*

國防工業出版社 出版

北京市書刊出版業營業許可証出字第 074 号

國防工業出版社印刷廠印刷

新华書店科技發行所發行 各地新华書店經售

*

850×1168 1/27 20²²/27 印張 417 千字

1958 年 12 月第一版

1961 年 7 月第二次印刷

印數：1,501—3,000 冊 定價(10-5)2.35 元

NO. 1986 統一書号：15034·263

目 录

序	6
緒論	7
第一章 叶片机中气体流动的基本方程式	37
§1 連續方程式	38
§2 能量守恒方程式	41
§3 热力学第一定律的方程式	49
§4 柏努利通用方程式	51
§5 欧拉方程式	54
第二章 离心式压缩机	60
§1 离心式压缩机的簡圖及工作原理	60
§2 压缩机中空气压缩过程的圖綫表示法	64
§3 离心式压缩机的几种主要效率	67
§4 空气流入工作輪	72
§5 空气在工作輪中的流动	79
§6 空气在扩压器中的流动	99
§7 空气在出气管中的流动。蝸形集气管	113
§8 多級离心式压缩机	116
§9 离心式压缩机的气体动力計算	120
§10 压缩机計算示例	124
第三章 軸向式压缩机級的理論	129
§1 軸向式压缩机級的簡圖和工作原理	129
§2 軸向式压缩机級的基本参数	139
§3 在軸向式压缩机級中空气流参数沿叶片高度的变化	148
§4 等值环流的級	154
§5 环流沿半徑变化的級	160
§6 叶栅中关于叶型升力的茹閣夫斯基理論	170
§7 計算級的空气动力基本方程式	176
§8 根据升力理論为軸向式級的叶片造型	178

§9 平面壓縮机叶棚吹風的主要結果	182
§10 根据平面叶棚的吹風数据为軸向式壓縮机級的叶片造型	196
§11 徑向間隙对級的工作的影响	201
第四章 多級軸向式壓縮机	205
§1 多級軸向式壓縮机的絕热壓縮功和效率	205
§2 空气壓縮功在各級間之分配	213
§3 亞音速軸向式壓縮机的气体动力計算	220
§4 多級軸向式壓縮机計算示例	240
§5 在軸向式壓縮机中采用超音速級的根据	249
第五章 壓縮机特性綫及其調节	262
§1 壓縮机的試驗	262
§2 壓縮机的空气流量特性曲綫	269
§3 大气条件、飞行速度和飞行高度对壓縮机工作的影响	280
§4 气体流动的相似性	282
§5 用相似参数画壓縮机的特性曲綫	295
§6 壓縮机的分离和不稳定的工作状态	301
§7 渦輪噴气发动机的壓縮机在非設計情况下的工作特点以及 产生喘振的条件	310
§8 軸向式壓縮机特性的近似計算	319
§9 渦輪噴气发动机的軸向式壓縮机的調节	326
§10 活塞式航空发动机增压器的調节	334
第六章 气輪机級的原理	341
§1 單級軸向气輪机的裝置及工作	341
§2 气体膨胀过程的图解表示法及气輪机效率的概念	344
§3 气輪机的分类	347
§4 在气輪机叶棚中的气体流动	351
§5 在气輪机工作輪圓周上的气体功	376
§6 气輪机級的基本参数	378
§7 气輪机級中的損失及其与各种参数間的关系	382
§8 在長叶片气輪机中燃气流参数沿半徑的变化	394
§9 單級气輪机的計算程序	408
§10 計算例題	413
§11 气輪机叶片的造型及叶距的选择	418

§12 气輪机叶片的冷却	426
第七章 多級气輪	438
§1 压力級多級气輪	439
§2 热降在各級間的分配	442
§3 多級气輪計算程序	447
§4 双級气輪的計算示例	451
§5 速度級冲齿式气輪	454
§6 具有高压力降的級的应用	460
第八章 气輪的特性綫	466
§1 气輪的非設計工作状态	466
§2 关于气輪的相似工作状态	477
§3 气輪特性綫的表示方法	480
§4 繪制气輪特性曲綫的試驗方法	486
§5 繪制發动机特性的理論方法	489
§6 繪制气輪特性曲綫的近似方法	494
§7 按單級的特性曲綫來繪制多級气輪的特性曲綫	498
§8 繪制多級气輪特性曲綫的近似圖解分析法	504
§9 气輪的相对特性曲綫	507
附表及附圖	510
参考文献	543

序

本書可以作为航空学院学生的教本，也可供从事于燃气輪發動机方面工作的科学工作者和工程师們作为参考之用。

書中闡明了流程部分的原理、計算方法及其构成，并研究了燃气輪噴气發動机和渦輪螺旋桨發動机上所应用的压縮机和渦輪的特性。

緒論中叙述了一般的工作原理，列出了噴气式發動机和叶片机中主要类型的簡圖，并按其發展历史加以一些叙述。

本書的主要內容来自斯捷金院士（В. С. Стечкин）領導的全体参加著作同志多年来的科学研究与教学工作的成果所編成。

編写本書时曾采用了斯捷金（В. С. Стечкин）、卡扎恩讓（П. К. Казанджан）及其他参加著作的同志的作品及講稿。作者同时也利用了現有的关于叶片机与噴气式發動机原理方面的参考文献。

緒論和第五章是涅恰也夫（Ю. Н. Нечаев）編写的。高沃罗夫（А. Н. Говоров）編写第一及第二章，第三、第四及第五章中的§8由費多罗夫（Р. М. Федоров）編写，第六章中§1、2、3、4、10、11及12各节由阿列克謝也夫（Л. П. Алексеев）編写，第七、第八及第六章中§5、6、7、8、9各节系由卡扎恩讓編写。

作者对庫拉金（И. И. Кулагин）及季米特里也夫斯基（В. И. Дмитриевский）二位教授仔細地审閱了本書的手稿，对莫斯科航空学院已故的依諾捷姆采夫（Н. В. Иноземцев）教授所領導的教研室全体同志对本書組織了討論，以及其他高等学校教师对本書提出了批評和宝貴的意見致以謝忱。

請讀者对本書缺点提出批評意見并希寄下，作者将不胜感謝。

作者

緒 論

航空的發展沿着增加飛行速度與高度的道路前進，促成了活塞式航空發動機被噴氣式發動機代替的必然結果；噴氣式發動機具有極為巨大的功率，此外，其飛行特性比活塞式發動機優越，重量與尺寸都比較小（系指單位功率而言）。

將燃料的化學能轉變為燃氣的動能，同時將獲得的反作用力直接作為動力（即推力）的這種熱機，稱為噴氣式發動機。

噴氣式發動機可分為二類：火箭式與空氣噴氣式。它們的主要區別是這樣的：火箭式發動機的工質（燃氣流）是由飛行器所攜帶的燃料與氧化劑的相互作用而產生的；空氣噴氣發動機要利用周圍大氣中的氧作為氧化劑，它的工質則是燃料燃燒後的產物。

我們來研究一下噴氣式發動機的機構和它的工作原理。

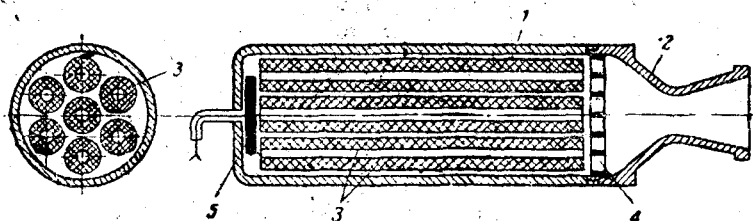


圖1 固体燃料火箭發動機原理圖：

1—燃燒室；2—尾噴口；3—火藥條；4—橫隔板；5—發火器。

最簡單的噴氣式發動機是固体燃料火箭發動機，圖1繪出了它的原理圖，它由圓筒形的燃燒室1與排氣的尾噴口2（即反作用噴口）組成。燃燒室內裝有壓制成棒狀的火藥條3，由帶孔的橫隔板4阻擋它從噴口脫出。發動機是利用裝在燃燒室內的發火器5來點燃開動的。

当火藥在火箭發动机内部燃燒时，所形成的火藥气体具有很高的压力(达250大气压)与溫度(达2000°C)。反作用力的产生，就是由于气体以極大的速度經過尾噴口射入外界大气的結果，力的方向与气流噴射方向恰相反。这类發动机的連續工作時間取决于火藥燃燒時間的長短，一般不超过几秒鐘。

試以固体燃料火箭發动机为例來說明反作用推力产生的原理。我們来研究一下在發动机外壁与內壁上所作用的压力(圖2)。在發动机的任一基元表面上从外面作用着大气压力，而从里面則作用着压力比大气压力为高的燃气(气态燃燒产物)。这样就使得發动机表面上的每一部分产生了向外作用的力。在燃燒室圓筒形的側表面上，这些力互相平衡。在兩端壁上(即1-2-3-4及5-6-9-10)作用的那些力是不平衡的(特别是由于沒有其方向与作用在2-3部分的力相反的力)。作用在排气噴口的扩散部分6-7-8-9的力也是不平衡的，这些不平衡力总合起来构成某个合力，它即是推力或反作用力。在圖2上可以看出此力的作用方向与燃气从發动机內噴射的方向相反。

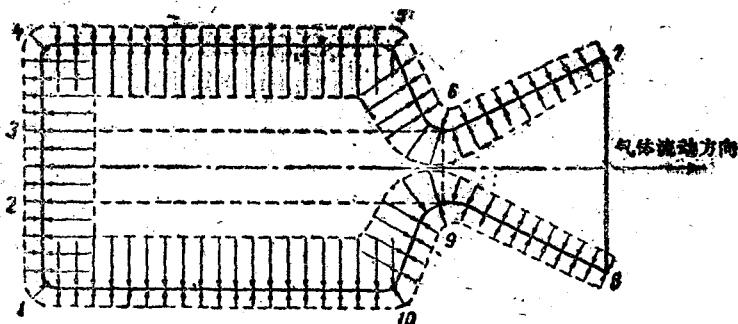


圖2 火箭發动机推力的計算。

因此，装有火箭發动机的飞行器的运动是在推力(它是从發动机流出的燃气流的反作用)的作用下發生的。

按照作用在工作表面上的微元压力直接相加的方法来求推力时，即使像火箭那样外形如此簡單的發动机也是很困难的。因此，

为了計算推力，可以应用著名的力学上的动量定律，按照該定律，力的冲量等于动量的变化。如果要求出推力 P 在一秒鐘內的冲量，則

$$P = \dot{m}w,$$

式中 $\dot{m}$ ——以質量計算的每秒燃燒产物的流量；
 w ——燃燒产物的流动速度。

*

*

*

固体燃料火箭發动机在好多世紀之前就已出現了。它們起初被用来作为火箭炮彈的發射，由此而产生了火箭發动机的名称。

在航空上采用这种發动机的概念仅在十九世紀下半年期首次由俄国發明家基巴勒奇赤（Н. И. Кибальчич）成功地加以論証。

基巴勒奇赤在1881年因参与謀害沙皇亞历山大第二被捕，在等候死刑执行期間，他对于使用固体燃料火箭發动机的飞行器拟出了初步方案。

基巴勒奇赤所拟的發动机的突出特点在于按照火藥的燃燒情况，新的火藥条能自动地引入燃燒室中去。这样一来，就保证了發动机的連續的和較長時間的工作，因此，他的建議部分地消除了固体燃料火箭發动机主要缺点之一——作用時間的短促。

在应用固体燃料火箭發动机作为航空發动机的进程中，主要的障碍就是火藥在固体燃料火箭發动机中燃燒時間的極其短促以及火藥的發热值比較低。目前，在航空上固体燃料火箭發动机仅用来作为旨在使飞机起飞滑行距离縮短的起动力器。

由于契阿尔可夫斯基（К. Э. Циолковский 1857~1935）的工作，火箭發动机才获得了巨大的改进，他在噴气航空的范疇中首先奠定了科学研究的基础。

在1903年發表的著作“用噴气机探测宇宙空間的研究”中，契阿尔可夫斯基建議在火箭發动机中，用液体燃料来代替固体燃料，这样可以大大改善發动机的主要数据。这种發动机就称为液体火箭發动机（ЖРД）。

液体火箭發动机按照与固体燃料火箭發动机相同的原理工

作。区别仅在于在液体火箭发动机中燃烧着液体燃料与液体氧化剂的混合物。液体燃料和液体氧化剂是经过特制的喷嘴（圖3）送到燃烧室中去。因此，液体火箭发动机的工作时间取决于燃料与氧化剂二者的总貯藏量，在飞行器上，燃料与氧化剂是被装在发动机外面的特种油箱內的。

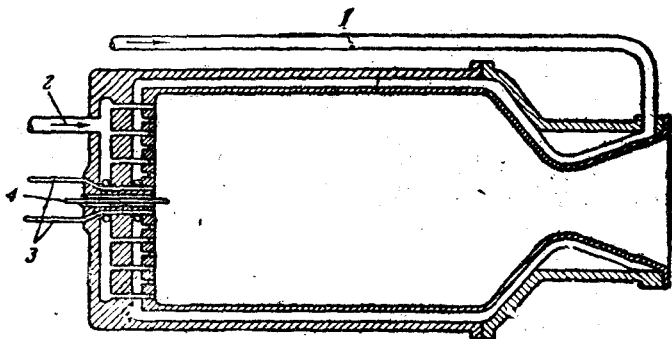


圖3 液体火箭发动机的原理圖：

1—輸給燃料；2—輸給氧化剂；3—輸給起動燃料；4—点火裝置。

在液体火箭发动机上，通常采用煤油或酒精作为燃料，以硝酸，液态氧，过氧化氢或其他物品作为氧化剂。

向燃烧室供給燃料与氧化剂的喷嘴保证了形成燃料混合物的液体成分的良好雾化与均匀混合。起劲时，燃料混合物是由特种的起劲点火装置点燃（倘若混合物不是自动引燃的物品）。以后由于燃料与氧化剂連續不断的供应，火焰就自动保持不熄。为此，或者利用压缩空气将这些液体剂从油箱中压出，輸入发动机，或者借特种泵将它们压入发动机中。

在液体火箭发动机的燃烧室中，燃气温度可达 3000°C ，压力为 $30\sim 50$ 大气压以上。与固体燃料火箭发动机相比，液体火箭发动机的高的燃烧温度以及較長的連續工作時間都使得有必要将燃烧室与噴口加以冷却。为了冷却燃烧室与噴口，在噴入燃烧室之前，可以使燃料混合物中的一种或两种液体剂先流过包围发动机

的散熱套的夾層，並從最熱的部分將熱量帶出（見圖3）。

在現代航空上，液體火箭發動機主要是用來作為輔助機構。它們被用來作為縮短飛機起飛滑行距離的起動裝置，也作為促使飛機在極短時間內增大起飛能力，或者迅速地提高飛行速度的加速器。

液體火箭發動機在應用上受到限制可以這樣來解釋：它們的燃料混合物的消耗量非常之大，並且在目前航空上所達到的飛行速度內，它們具有低效率。除此而外，液體火箭發動機還有許多使用上的不方便，因為到目前為止，還沒有找到那些使用既十分安全而且又便利的液體燃料以及氧化劑。

液體火箭發動機的主要優點在於：在發動機本身重量輕尺寸小的情況下，它能發出很大的功率，特別在飛行速度很高的時候。這就有可能將液體火箭發動機採用在飛行時間有限，但需要大的水平及垂直飛行速度的開轟機上，同時也可以應用在高超音速飛行的遠程火箭上。

*

*

*

在空氣噴氣發動機上（БРД），燃料燃燒時，利用周圍大氣中來的氧作為氧化劑。我們現在來研究幾種不同類型的空氣噴氣發動機的工作原理。

在空氣噴氣發動機中，空氣在進入燃燒室之前，其壓力的提高或者是利用單獨一次速度沖壓，或者是依靠速度沖壓來預先壓縮，然後在壓縮機內再行增壓。在第一种情況下，空氣噴氣發動機稱為無壓縮機式的空氣噴氣發動機，視加熱方法的不同，這些發動機又可再分為等壓加熱的沖壓式空氣噴氣發動機，及等容加熱的脈動式空氣噴氣發動機。

在沖壓式空氣噴氣發動機中，工作過程實質上是取決於飛行速度的。這就使得作亞音速及超音速飛行的沖壓式空氣噴氣發動機在機構上必然有所不同。

在圖4上表示出了亞音速飛行用的沖壓式空氣噴氣發動機的

原理圖。它由進氣道1，燃燒室2，燃油噴咀3，及尾噴口4(反作用噴口)組成。沖壓式空氣噴氣發動機的工作原理說明如下。

高速飛行時，流入發動機的迎面空氣流受到滯止，結果空氣的速度降低，而壓力被提高。這種滯止作用在發動機進口前就開始了，並在進氣道中繼續進行。如眾所知，在亞音速飛行時，氣流的滯止應伴隨著气流橫斷面積的增大，因此，在這種飛行情況下，進氣道要製成擴散形的通道——擴壓器。

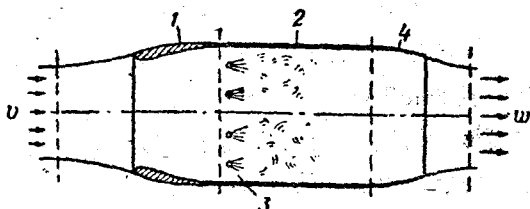


圖4 作亞音速飛行的沖壓式發動機原理圖：

1—進氣道；2—燃燒室；3—燃油噴咀；4—尾噴口。

在進氣擴壓器內被壓縮了的空氣遂流入燃燒室，而燃料則經過一排噴咀噴向燃燒室。在起動時燃料與空氣的混合氣是借助於特別的點火器來點燃的，而混合氣的進一步燃燒則依靠經常與熾熱的燃氣接觸來維持。在燃燒室的出口處，溫度可能達到 2000°C ，或者更高。

在沖壓式空氣噴氣發動機上，在燃燒過程中，壓力變化很小，因此，將它們歸入等壓加热的發動機一類。實際上，由於加热引起的气流速度的增大以及流動阻力的結果，沿燃燒室的長度，壓力略有降低。

從燃燒室出來的燃燒產物流進尾噴口，燃氣在那里膨脹到大气壓力并伴隨著速度的增大。結果，气体的流出速度大於飛行速度。

在發動機內壓縮過程終止時的空氣壓力與周圍大气壓力之比，稱為空氣噴氣發動機內的空氣增压比（或稱空氣壓縮比）。增

压比是空气喷气发动机的一个重要参数，它对空气喷气发动机的推力与经济性发生很大的影响。

在亚音速及微超音速的飞行速度下，利用速度压头而获得的空气增压比是不大的，因而在上述条件下，冲压式空气喷气发动机的效率很低，并且不能保证获得巨大的推力。这类发动机的主要缺点是在飞行速度为零时不能发出推力，因此单是利用冲压式空气喷气发动机时，飞机的滑行和自行起飞是不可能的。

飞行速度的提高会使空气在冲压式空气喷气发动机中的增压比加大，并且会改善它的性能。所以在高超音速飞行时，采用冲压式发动机显得比较合适，有时甚至比任何其他型空气喷气发动机更有利。

当形式最简单的冲压式空气喷气发动机（参看圖 4）的飞行速度超过音速时，空气在扩压器进口前的滞止伴随着正冲波的产生。如实验所证明，在正冲波内，空气的速度瞬间降低而压力则增大。这种〔撞击〕式的压缩伴随着很大的损失。为使超音速气流在进入发动机之前减少因滞止而引起的损失，气流由超音速转变为亚音速的过程应先从通过一系列的斜冲波开始，最后终止于一个弱的正冲波。在这种情况下，一个强度很高的正冲波由几个冲波来代替。速度与压力在经过每一个冲波时的变化要比单一正冲波的情况小得多，因此导致的损失也就减少了。

为了形成斜冲波，利用了一个特殊造型的锥体（阶梯状圆锥），它安装在扩压器内而且伸向迎面流来的空气流。高超音速飞行时用的冲压式空气喷气发动机简图表示在圖 5 上，此发动机有产生三个冲波的扩压器。

作为高超音速飞行用的冲压式空气喷气发动机与亚音速冲压式空气喷气发动机的（見圖 4）区别不仅在于进口处装有特别的多冲波系扩压器，并且还在于尾喷口形状的不同（参閱圖 5）。这可以用在这种飞行速度下，在尾喷口内消耗极大的压力降来解释。在这情况下，喷口必须制成先收敛后扩散的形状。在喷口收敛部

分，燃气速度增加到音速，气流速度的进一步提高是在喷口的扩散部分进行的。

在低速飞行时，为了改善热量的利用，提高无压缩机式空气喷气发动机的效率，可以使燃烧过程不在等压而在等容情况下进行。脉动式空气喷气发动机就是属于这型发动机。

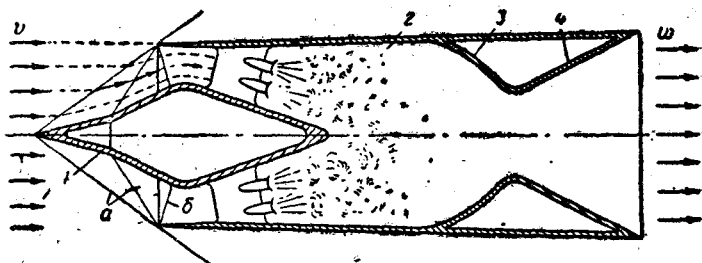


圖 5 作超音速飞行的冲压式空气喷气发动机的原理图：

1—产生冲波系的造型锥体；2—燃烧室；3—尾喷口之收敛部分；4—尾喷口之扩散部分；a—斜冲波；b—正冲波。

在构造上脉动式空气喷气发动机（圖 6）与冲压式的区别在于燃烧室进口处及出口处都装有活门。空气在脉动式空气喷气发动机内的预先压缩也是利用速度冲压来完成。燃烧室的充气是在进气活门开放及排气活门关闭时进行，而燃烧则在燃烧室进口及出口处的活门均关闭的情况下进行。



圖 6 脉动式空气喷气发动机的原理图。

当燃烧室内达到最大压力时，排气活门开启，炽热的燃气遂以高速经过尾喷口喷入大气。然后进气活门打开，并对燃烧室进行充气。其后排气活门关闭，循环再一次重复。

燃料在密闭的容积中燃烧时，燃烧室内的压力剧烈地提高。与冲压式比较时，这里就是改善了脉动式空气喷气发动机工作过程的经济性。

为排气活門所引起的很大的流动損失以及它們工作时的不可靠（由于高温的影响），遂迫使在許多情况下只在燃燒室的进口处安装活門，这样就使得完全实现等容燃燒循环的优越性成为不可能了，然而在低速飞行时，仍然可以改善无压缩机式空气噴气发动机的数据。

采用長筒形噴管以代替出气活門以及利用共振效应，可以提高脉动式空气噴气发动机的效率，此种共鳴脉动式空气噴气发动机的簡圖表示在圖 7 中。

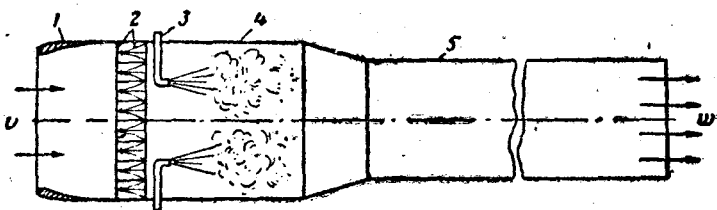


圖 7 共鳴脉动式空气噴气发动机的原理圖

1—进气扩压器；2—栅状活門組；3—燃油噴咀；4—燃燒室；5—尾噴口。

这类发动机的主要部分是二个直径不同串联的圓筒，直径較大的作为燃燒室，直径較小的为尾噴口。在燃燒室进口处安装着栅状活門組，它們由彈性的片状活門构成，这些活門可以打开，并使气流只按單一的方向流动。

此种发动机工作时，充滿发动机的全部气体会發生周期性的振动。这种振动的頻率取决于噴管的長度，要選擇这样的頻率，它能够使发动机的充填作用改善并且能創造接近于等容状态的比較有利的燃燒条件。

共鳴脉动式空气噴气发动机甚至在沒有迎面气流亦即在靜止条件下也能产生推力。由于排出气体的慣性，当流动过程終止时在燃燒室中形成了局部真空，进气活門因而打开，并使燃燒所必需的另一部分新鮮空气流入燃燒室。

主要是因为脉动式发动机的效率較低因而它們沒有获得广泛

的采用。

在广阔的航速范围内大大地改善发动机的经济性以及增大发动机的功率，是采用以燃气轮带动的空气压缩机来达到的，这一类型的发动机就称为燃气涡轮发动机（ГТД）。

如仅仅依靠气流的反作用来产生推力的燃气涡轮发动机称为涡轮喷气发动机（ТРД），它们在近代航空上获得了最广泛的应用。

具有不同类型的压缩机（离心式与轴式）的涡轮喷气发动机的机构，在图8及图9中绘出。在图10中绘出了这种发动机旋转部分（转子）的外形。很明显，涡轮喷气发动机的具体构造是相当复杂的。我们再看一下表示在图11及图12上的这类发动机的原理图。在这些简图上仅仅绘出了涡轮喷气发动机的主要机件：进气道1，压缩机2，燃烧室3，涡轮4，以及尾喷口5。现在我们要研究一下涡轮喷气发动机上这些主要部件的作用及其机构。

进气道是用来使空气引入压缩机的。在进气道中，通常也利用了速度压头来对空气进行预先压缩。在亚音速飞行中，这种预先压缩的数值不算大，但是在超音速飞行的情况下，它就可能非常之大了。这时，为了使速度压头有效地转变为压力，就需要装有像超音速冲压式喷气发动机（参阅图5）上所用的相同型式的特种进气扩压器。

在涡轮喷气发动机上，空气的进一步压缩是由压缩机完成的，在压缩机内，空气的压力被提高了好多倍（达6~8倍，甚至更高）。

涡轮喷气发动机的主要数据，主要是取决于所用的压缩机的完善程度，故这些压缩机应该保证得到很高的空气增压比、很高的效率以及尺寸小和重量轻。在一定的程度上，离心式及轴式压缩机满足了这些要求。

图13上绘出了BK-1型涡轮喷气发动机上的离心式压缩机。这些压缩机的原理图如图14所示。离心式压缩机的主要部分是工