

噴气式发动机原理

(論文集)

卡扎得然等著



国防工业出版社

噴氣式發動機原理

(論文集)

卡扎得然等著

周倜武等譯

劉樹聲校



國防工業出版社

內 容 簡 介

本书是由在B. C 斯杰契金院士领导下工作的几位作者集体写成的。书中論述了航空叶輪机及噴气发动机的基本理論問題——工作过程理論，发动机在試車台上測得的特性綫和飞行特性綫，以及叶輪机和噴气发动机在使用条件下的工作特点。书中特別着重地闡述在各种使用条件下，在发动机中所发生的各种物理过程。

本书的对象是自修叶輪机及噴气发动机理論的空軍空地勤人員，但对于我国广大从事航空科学技术的工作人員來說，它仍不失为一本宝贵的参考讀物。

全书各章的技术內容均经过技术科学博士、上校工程师П. К 卡扎得然教授的校訂。

本书由周佩武、壯中和、溫季华、郭懋龙四同志譯出；經刘树声同志最后校訂。

苏联 П. К. Казанджан, Л. П. Алексеев, А. Н. Говоров, Н. Е. Коновалов, Ю. Н. Нечаев, В. Ф. Павленко, Р. М. Федоров 著 ‘Теория реактивных двигателей’ (Военное издательство министерства Обороны союза ССР 1955 年第一版)

* * *

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业許可証出字第 074 号
机械工业出版社印刷厂印刷 新华书店发行

*

850×1168¹/₃₂ 9³/₈ 印張 240 千字

1960年2月第一版

1960年2月北京第一次印刷

印数: 0,001—1,600 册 定价: (11) 1.75 元

NO 3173

目 录

符号	(5)
噴气发动机概述	Ю. Н. 聶加耶夫著; 壯中和譯(7)
航空叶輪机概述	Ю. Н. 聶加耶夫著; 壯中和譯(25)
在渦輪噴气发动机离心式壓縮机的空气壓縮	
过程	A. Н. 郭沃洛夫著; 周倜武譯 (37)
渦輪噴气发动机离心式壓縮机各元件中的空气	
流动情况	A. Н. 郭沃洛夫著; 周倜武譯 (48)
軸向式壓縮机的结构和工作	
原理	P. М. 費多洛夫著; 周倜武譯(59)
壓縮机的特性綫及其調节	Ю. Н. 聶加耶夫著; 周倜武譯(75)
航空渦輪噴气发动机燃气渦輪的結構及工作	
原理	Л. П. 阿列克謝夫著; 溫季华譯(112)
航空燃气渦輪的特性綫	П. К. 卡扎得然著; 溫季华譯(123)
渦輪噴气发动机的工作过程	Ю. Н. 聶加耶夫著; 壯中和譯(139)
渦輪噴气发动机的推力、效率和热力	
平衡	A. Н. 郭沃洛夫著; 壯中和譯(149)
渦輪噴气发动机单位推力和单位燃料消耗量同工作过程	
各参数的关系	Ю. Н. 聶加耶夫著; 周倜武譯(156)
渦輪噴气发动机的燃燒过程	A. Н. 郭沃洛夫著; 郭懋龙譯(169)
渦輪噴气发动机的特性綫	Ю. Н. 聶加耶夫著; 郭懋龙譯(178)
渦輪噴气发动机的加力	P. М. 費多洛夫著; 郭懋龙譯(215)
渦輪噴气发动机在不稳定工作状态下的	
特性綫	B. Ф. 巴夫連柯著; 周倜武譯(225)
渦輪螺旋桨发动机	П. К. 卡扎得然著; 溫季华譯(241)

渦輪螺旋槳发动机的功及单位燃料消耗量与压缩比及

渦輪前燃气温度的关系……П. К. 卡扎得然著；溫季华譯(249)

渦輪螺旋槳发动机的特性綫……П. К. 卡扎得然著；溫季华譯(258)

冲压式空气噴气发动机……Л. И. 阿列克謝夫著；壯中和譯(269)

液体燃料火箭发动机的工作过程及其

特性綫……H. E. 郭諾瓦洛夫著；壯中和譯(281)

符 号

$L_{п.с}$ ——发动机的实际（多变）压缩功。

$L_{п.р}$ ——发动机的实际（多变）膨胀功。

$L_{п.т}$ ——涡轮的实际（多变）膨胀功。

$L_{п.к}$ ——压缩机的实际（多变）压缩功——压缩机内压缩 1 公斤空气所消耗的功。

$L_{п.сг}$ ——压缩机一级的实际（多变）压缩功。

$L_{в.к}$ ——带动压缩机工作轮所消耗的机械功，1 公斤空气的有效压缩功。

$L_{ад.к}$ ——压缩机内空气的绝热压缩功。

$L_{в.сг}$ ——带动轴向式压缩机一级工作轮所消耗的有效功。

L_r ——克服流体阻力所消耗的功。

$L_{r.к}$ ——克服压缩机内流体阻力所消耗的功。

$N_{ДВ}$ ——发动机的功率。

N_k ——转动压缩机所需用的功率。

$N_{сг}$ ——转动轴向压缩机一级所需用的功率。

$\eta_{ад.к}$ ——压缩机的绝热效率。

$\eta_{ад.сг}$ ——压缩机级的绝热效率。

$\eta_{в.к}$ ——压缩机的有效效率。

η_c ——空气压缩过程的效率。

η_p ——空气膨胀过程的效率。

η_p ——涡轮喷气发动机的推进效率。

η_t ——涡轮喷气发动机的热效率。

$\eta_{и}$ ——涡轮喷气发动机的总效率。

ε ——发动机的空气压缩比。

ε_k ——压缩机的空气压缩比。

- ε_r ——渦輪的燃气膨脹比。
- P ——噴气发动机的推力。
- P_{ya} ——单位推力。
- C_p ——单位燃料消耗量。
- n ——发动机的轉数。
- n_{np} ——发动机的換算轉数。
- G ——通过发动机或压缩机的每秒空气重量流量。
- g ——重力加速度。
- p ——发动机内空气或燃气的压力。
- p_0 ——大气压力。
- c_p ——燃气的等压比热，或燃燒产物的等压平均比热。
- Q ——傳給空气的热量。
- ΔT ——空气的溫升。
- δ ——表示燃料燃燒完全性的放热系数，通常等于0.96~0.97。
- $\frac{1}{A} = 427$ 公斤米/大卡——热功当量。
- R ——气体常数。
- k ——絕热指数。
- n ——多变指数。
- H_u ——燃料的发热量 (大卡/公斤)。
- c_0 ——飞行速度。
- c ——空气絕對速度。
- u ——輪周速度。
- μ ——空气扭轉系数。
- w ——空气相对速度。
- i ——压缩机叶片进气攻角。
- ε° ——气流轉折角。
- ν ——空气比容。

噴气发动机概述

由于高速航空的发展，功率受到相对限制的活塞式发动机必然要被体积和重量较小而功率却比活塞发动机大得多的噴气发动机所代替。

大家知道，飞机在空中向前运动所需的功率随着飞行速度的加快而显著地增大。活塞式发动机动力装置的功率实际上并不随着飞行速度的变化而改变。因此，为了使装备活塞发动机的飞机达到很高的飞行速度，必須增大其功率；但增大功率却会使发动机的重量和体积增大到不能容許的地步。

与活塞式发动机相反，噴气发动机的功率随着飞行速度的增高而显著地增大。然而，在給定的飞行速度数值下，噴气发动机的功率随着飞行高度的增加而减小。噴气发动机的功率由于高度增加而减小的这一情况，在一定程度上可借增加飞行速度来补偿其功率，由此可見，噴气发动机在高度性能上也比活塞式发动机优越得多。这也就說明了高速和高空飞机应用噴气发动机的优点。

已經无可爭辯地証明了，我国是噴气航空的祖国，我国学者在創立噴气推进理論方面，以及在发展第一批噴气发动机和飞机的构造設計方面，均首居第一位。

在內燃机中，凡是把燃料的化学能轉变为由发动机排出的气流的动能，并将由此所获得的反作用力直接用来作为推进力的，都可以叫做噴气发动机。

噴气发动机可分作两大类：火箭发动机和空气噴气发动机。

两种发动机的主要区别在于：火箭发动机的工质（气流）由飞行器自身所裝載的物质形成。空气噴气发动机的工质是外界空气，在燃料燃燒时，空气中的氧气就用来作为氧化剂。

火箭发动机

最早的一种喷气发动机是固体燃料火箭发动机（火药火箭）。固体燃料火箭的出现远早于其他热机。在火箭的发展和应用中，我国占有领导地位。

俄国学者 K. И. 康士坦丁诺夫将军（1818~1872）是火箭制造方面的最卓越的专家之一。在 1877~1878 年间的巴尔干战争中，俄国军队成功地应用了康士坦丁诺夫火箭。

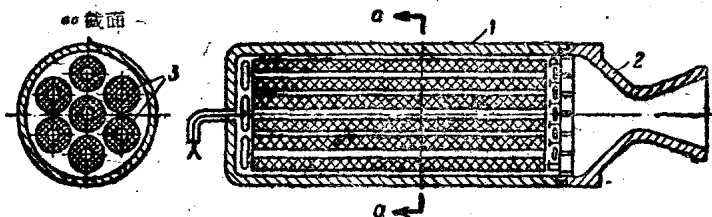


图 1 固体燃料火箭发动机：

1—圆筒形燃烧室；2—尾喷管；3—火药块。

固体燃料火箭发动机由圆筒形燃烧室 1（图 1）和尾喷管 2 构成。在燃烧室中装有压实的火药块 3。

火药在燃烧室内燃烧时所形成的火药气体具有很高的压力（达 250 公斤/厘米^2 ）和温度（达 2000°C ）。这股气流以极大的速度通过尾喷管排入大气，因而产生了与气流喷射方向相反的推力。火药火箭发动机的工作时间决定于火药燃烧的时间，它不超过几秒钟。

现以火箭发动机为例来解释喷射推力产生的原理。首先研究一下作用在发动机内外壁上的压力（图 2）。在发动机外部的各部分表面上受着大气压力的作用，而其内部的各部分表面则受着高于大气压的燃气压力的作用，这就使得在发动机表面每一部分上产生向外作用的力。

在燃烧室侧方的圆筒面上，这些力互相平衡了。而作用在燃烧室两端壁面 1—2—3—4 和 5—6—9—10（见图 2）上的力则得

不到平衡，因为在2~3部分上的力的对面是一开口端，因而没有反方向作用的力。作用在尾喷管扩张部分6—7和8—9上的力也不平衡。这些不平衡力总合起来形成某一合力，此合力就是推力，或称反作用力。从图2可以看出，推力的方向与从发动机排出的气流的方向相反。

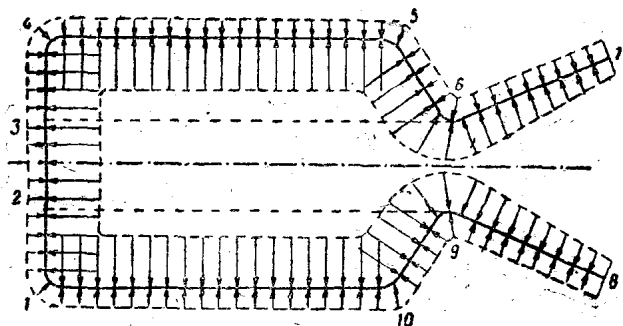


图2 产生推力的示意图。

用将作用在发动机工作表面上的单元压力直接相加的方法来求算推力是复杂的。所以通常都利用力学中已知的定律来计算推力，根据这一定律，冲量应等于动量的变化。

如果求算一秒钟内推力 P 所产生的冲量，则

$$P = mw,$$

式中 m ——每秒钟内燃烧产物的质量流量。

由于火箭发动机中火药燃烧的时间极短并且火药发热量也较低，所以是固体燃料火箭发动机在航空中当作主发动机来应用的主要障碍。目前，固体燃料火箭发动机在航空中仅用作起飞加速器，借以缩短飞机起飞时的滑跑距离。

为了消除火箭发动机的上述缺点，K. Э. 齐奥尔柯夫斯基 (1857~1935) 在1903年所发表的一篇论文“用喷气机探测宇宙”中提出在火箭发动机中用液体燃料代替火药。火箭发动机采用高热量的液体燃料，可以大大提高了火箭发动机的主要性能。

液体燃料火箭发动机 (ЖРД) 的工作原理与固体燃料火箭

发动机相同。其区别只在于液体燃料火箭发动机燃烧室中燃烧的是液体燃料和液体氧化剂的混合物，它们通过专门的喷嘴(图3)连续地喷入燃烧室。因此，液体燃料火箭发动机的工作时间并不怎么受到限制，它取决于飞行器所载燃料和氧化剂的总储量。

液体燃料火箭发动机通常采用煤油或酒精作为燃料，氧化剂通常采用硝酸、液体氧、过氧化氢等。

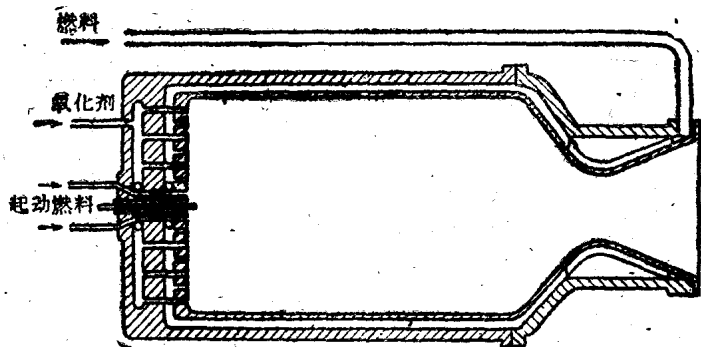


图3 液体燃料火箭发动机示意图。

向燃烧室中喷射燃料和氧化剂的喷嘴，应保证形成燃料混合物的两种成分良好地雾化和混合。在起动时燃料混合物由专门的点火装置点燃(如果两种成分并不形成自燃混合物时)。起动后，由于不断喷入燃料和氧化剂使燃烧不断进行。燃料和氧化剂用压缩空气或专门的燃料泵从油箱压入发动机。

在液体燃料火箭发动机的燃烧室中，燃气的温度可达 3000°C ，而压力可达 $30\sim 50$ 公斤/厘米²，甚至更高。由于液体燃料火箭发动机燃烧温度很高，并且其连续工作时间较长(与固体燃料火箭发动机相比)，所以燃烧室和尾喷管必须加以冷却，通常在液体燃料和氧化剂两种成分中选用一种有时也用两种来进行冷却。

К. Э. 齐奥尔科夫斯基设计了许多台独特结构的液体燃料火箭发动机。他首先提出在液体燃料火箭发动机上应用扩散形喷管，用燃料和氧化剂冷却燃烧室壁和喷管，用专门的泵把燃料压入燃烧室，并且为了在高空操纵火箭，他还提出应用在气流中工

作的操纵舵。图4所示为K.Э. 齐奥尔科夫斯基设计的火箭之一。

K.Э. 齐奥尔科夫斯基探讨了液体燃料火箭发动机的基本理论问题，他的许多著作都为喷气航空方面的科学研究工作奠定了基础。

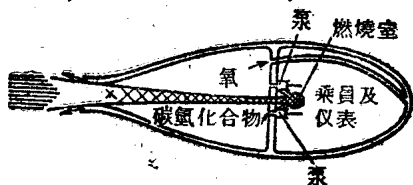


图4 K.Э. 齐奥尔科夫斯基的火箭示意图。

在沙皇专制条件下，K.

Э. 齐奥尔科夫斯基说道，当时只承认“那些国外大吹大

擂的东西”，至于卓越的俄国学者的工作，从来得不到应有的承认和支持。

只有在苏维埃政权的年代里，才为学者们创造了进行富有成效的科学研究活动的一切条件。关于这一点他这样写道：

“在革命前我的理想不可能实现。只有十月革命才承认了自学者的著作；只有苏维埃政权，列宁——斯大林党才给了我有效的帮助。我感到了人民群众的爱戴，这给了我继续工作的力量……现在我把自己在航空、火箭飞行和星际交通方面的著作全部献给布尔什维克党和苏维埃政权——人类文化进步的真正领导者”。

苏联工程师Ф. А. 张德尔发展了K.Э. 齐奥尔科夫斯基的思想，他在1930~1931年间制成了苏联第一批液体燃料火箭发动机，并进行了试验。他在自己的著作“液体燃料火箭发动机的热力计算”中阐述了液体燃料火箭发动机热力计算及燃烧室和喷口冷却计算的方法。

在1937年，苏联设计家M. K. 吉洪拉沃夫首次在应用燃料混合物的组成成分给液体燃料火箭发动机壁面的内部冷却上试验成功。

目前，在火箭制造方面获得了很大的成就。许多苏联设计家：B. П. 格鲁希科，A. M. 依萨也夫，M. K. 吉洪拉沃夫，Л. С. 屠希金等在工作中所创制的液体燃料火箭发动机的若干独特结构，都进一步发展了K.Э. 齐奥尔科夫斯基的思想。

在現代航空中，液体燃料火箭发动机尚未得到广泛的应用。它同固体燃料火箭发动机一样被用作起飞装置，以縮短飞机起飞时的滑跑距离，以及用作加速器，在空战中短时地增加飞机爬高速度或飞行速度。液体燃料火箭发动机在应用上之所以受到限制，是因为燃料混合物的消耗量极大（主要是氧化剂的需要量大）。此外，应用液体燃料火箭发动机在使用上也有許多不便之处，因为尚未找到既又十分安全，而也使用方便的液体燃料和氧化剂。

液体燃料火箭发动机的优点是体积小、重量輕，但能发出很大的功率。这就有可能将液体燃料火箭发动机应用到活动时间有限，但需要很大的水平和垂直飞行速度的拦截歼击机上，以及用在远程火箭上。

液体燃料火箭发动机的經濟性和功率随着飞行速度的增大而显著提高，因此可以預料，当飞机的飞行速度大大超过音速时，液体燃料火箭发动机将会得到更广泛的应用。

空气噴气发动机

上面已經說过，第二类噴气发动机是空气噴气发动机(ВРД)，此类发动机的工质是外界空气。上世紀中叶俄国就已拥有空气噴气发动机的最早专利。1849年野战軍事工程师 И. И. 特列切斯基发表了一篇“論气球的操纵方法”的文章；他建議利用从气球气囊通过噴管噴出气流的反作用力来使气球飞行并进行操纵。

1866年，海軍上校 H. M. 索科夫宁設計了一种可操纵式剛性結構的大型气球的方案。在此方案中他提出了許多新的思想，其中最有意义的是利用噴气发动机使气球运动，推力是借助于預压

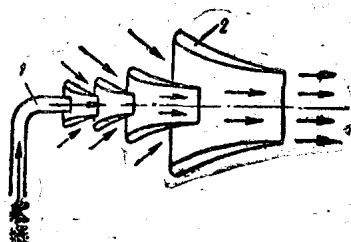


图5 Ф. 盖希文得的噴管引射系統。

至50公斤/厘米²的空氣的噴射反作用力而产生的。

在 1887 年，俄国工程师 Ф. 盖希文得提出了一种独特的飞机用喷气发动机的方案。方案设计者主张利用锅炉所生蒸汽在以很大的速度从尾喷管排出时的反作用力作为推力的源泉。这一方案最有意思的一个特点，是利用喷管引射系统（图 5）来增大发动机的推力。三十三年以后，法国工程师梅洛提出了与这相仿的方案，但直到现在国外始终不公正地承认梅洛是这方案的创始人。

喷气发动机首批设计方案的独到性和大胆创造的思想，说明我国的先进学者早在上世纪中叶就为解决喷气飞行的问题而进行了不屈不挠的探索。

在空气喷气发动机中，空气在进入燃烧室以前可以单靠速度冲压作用，或者既靠速度冲压又用压缩机来进行压缩。第一种情况称为无压缩机式空气喷气发动机。根据加热方法之不同，无压缩机式空气喷气发动机又分为冲压式空气喷气发动机（定压加热）和脉动式空气喷气发动机（定容加热）。

冲压式空气喷气发动机 冲压式空气喷气发动机是最简单的空气喷气发动机。其工作过程和主要性能在很大程度上取决于飞行速度。这一点促使作亚音速飞行和超音速飞行的冲压式空气喷气发动机在结构上有所不同。

图 6 所示系亚音速飞行冲压式空气喷气发动机的示意图。它由进气扩散器 1，燃烧室 2 和尾喷管 3 构成。

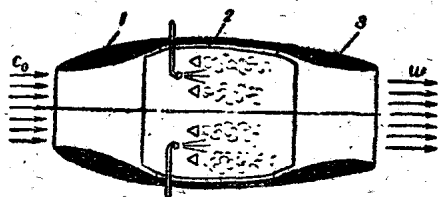


图 6 亚音速飞行冲压式空气喷气发动机示意图：

冲压式空气喷气发动机的工作原理如下：飞机以高速飞行时，冲向发动机的迎面气流在进入扩散器之前和在扩散器内滞止，结果气流的速度降低，而压力升高。

在亚音速飞行时，大家知道气流的滞止过程随伴有气流横截面积的扩大，因此这情形扩散器做成扩张形的通道。

在进入发动机之前和在扩散器中靠速度冲压压缩的空气进入燃烧室，燃料通过许多喷嘴喷入燃烧室。发动机起动时，油气混合气由专门的点火器点燃，起动以后，由混合气与燃气接触而保持继续燃烧。

在燃烧室内装有涡流器，用以产生稳定的燃烧火源。燃烧室出口燃气温度可达2000℃，甚至更高。

冲压式空气喷气发动机在燃烧过程中其压力几乎没有改变，所以冲压式空气喷气发动机属于定压加热一类的发动机。实际上圆筒形燃烧室中的压力由于空气加热后速度增大，以及由于流体阻力的结果将稍有下降。

燃烧产物从燃烧室出来之后进入尾喷管，并在尾喷管内发生膨胀，同时速度增大。结果排气速度大于飞行速度。

在亚音速飞行时排气速度不超过音速，尾喷管制成收敛形，因为大家知道，在这种情况下，与气流加速的同时气流面积必然缩小。

冲压式发动机所产生的推力，取决于从发动机排出的燃气的动量和进入空气动量之差。若将燃料的重量略去不计（通常燃料的重量与通过发动机的空气重量相比，其值很小），则冲压式空气喷气发动机所发出的推力将等于

$$P = m_B(w - c_0) = \frac{G}{g}(w - c_0),$$

式中 m_B ——空气的每秒重量流量。

空气在发动机中压缩过程終了时的压力与外界大气压力之比，叫做冲压式空气喷气发动机的空气压缩比。在目前所达到的飞行速度下，靠利用速度冲压而得到的压缩比并不很高，因此冲压式空气喷气发动机的效率低，亦不能保证足够的推力。尤其飞行速度为零时，冲压式空气喷气发动机不能产生推力，所以单用冲压式空气喷气发动机不可能使飞机滑跑和自行起飞。

然而，增加飞行速度就能提高冲压式空气喷气发动机的空气压缩比和改进发动机的特性。所以在高超音速飞行时，应用它较

为合适，而且甚至比应用其他类型的空气喷气发动机更为有利。

当最简单型式的冲压式空气喷气发动机（见图6）的飞行速度超过音速时，则在发动机进气口前产生正激波。经验证明，正激波中几乎是骤然地使气流速度减小而压力升高。这种空气的“冲激”压缩，伴随有较大的损失，因而使压缩过程显著恶化。

苏联学者Г. И. 彼得罗夫和Е. П. 烏霍夫的研究证明，为了减小超音气流在发动机前滞止时的损失，必须利用若干斜激波和最后终结以弱的正激波，来实现把超音速转亚音速。

在这种情况下，一条强度很大的正激波即由几条激波所代替，其中每条激波的速度和压力变化比只有一条正激波时小得多，因此所产生的损失也比较小。

为了形成一些斜激波，可利用专门的特形锥，特形锥安装在扩散器内，向前朝迎面气流伸出。图7所示为带三激波扩散器的超音飞行冲压式空气喷气发动机的略图。

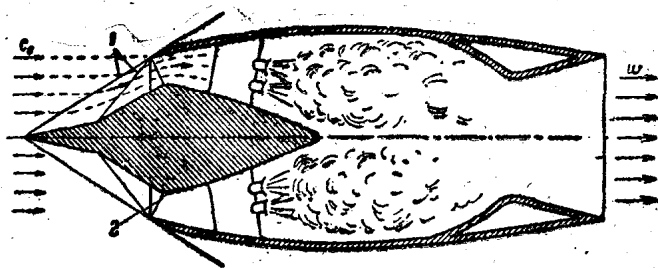


图7 带三激波进气扩散器的超音速飞行冲压式空气喷气发动机略图：

1—斜激波；2—直激波。

超音速飞行冲压式空气喷气发动机与亚音速冲压式喷气发动机的区别，不仅是前者有一个多激波进气扩散器，而且尾喷管的形状也不相同。这是因为在尾喷管中达到了相当于超音速排气的很大的压降。因此尾喷管必须作成开始收敛而后扩张的形状。在尾喷管的收敛部分，燃气的速度增大到音速。在尾喷管的扩张部分，气流速度进一步增大。

为了提高无压缩机式空气喷气发动机在低速飞行时的效率，设法改善热能的利用，其方法是使燃烧过程不在定压下，而在定容下实现。脉动式空气喷气发动机就属于这种发动机。

脉动式空气喷气发动机 脉动式空气喷气发动机（图8）在构造上与冲压式发动机不同之处，是在燃烧室上有进气门和出气门。

在脉动式空气喷气发动机中，空气的预压利用速度冲压达成，而燃烧则靠周期交替的点火达成。燃烧室充填是在进气门打开出气门关闭时进行的，而燃烧则在进出气门均关闭的情况下进行。当燃料在封闭容积内燃烧时，燃烧室中的压力强烈升高。这就使脉动式空气喷气发动机工作过程的经济性比冲压式空气喷气发动机提高。当燃烧室中达到最高压力时，出气门打开而燃气以很大的速度从尾喷管排出。然后，进气门打开，空气又进入燃烧室。燃烧过程也就不断循环进行。

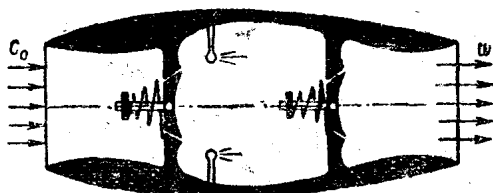


图8 脉动式空气喷气发动机示意图。

由于出气门在工作时产生很大的流体损失以及在高温影响下工作很不可靠，所以在许多情况下只安装燃烧室的进气门。这就阻碍定容燃烧循环优点的全部实现，尽管如此，这终究使无压缩机式空气喷气发动机在低速飞行时的性能有某些提高。

无出气门的脉动式空气喷气发动机的有效性，可以采用筒形长管代替尾喷管及利用谐振效应的方法来提高。这种谐振脉动式空气喷气发动机（图9）在沒有迎面气流，即在静止工作时也能产生推力。这是因为当排气过程終了时由于排出气流的惯性在燃烧室中形成部分真空，因此进气门打开，放新空气进入燃烧室。