



新式超音速
战斗机专用
发动机

空气喷气发动机

Г. Ю. 馬靖格 著



空气喷气发动机

Г. Ю. 馬靖格 著

謝文峙、田广福、李正荣合譯

李 正 荣 校



國防工業出版社

1963

內 容 簡 介

本书是一本叙述空气噴气发动机的小册子，书内介绍了用于火箭技术上的空气噴气发机构造的基本知識，研究了这些发动机的特性和应用范围，特别注意了冲压式噴气发动机的介紹。

书中对空气噴气发动机內各种过程的闡述主要着重于物理性质。

本书是原編者根据外国有关空气噴气发动机方面的資料写成，这些資料都是文献和杂志中已发表的。关于发展远景問題是根据外国专家們的观点叙述的。

本书可供人民解放軍官兵和广大軍事技术知識爱好者閱讀。

ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Г. Ю. МАЗИНГ

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО МИНИСТЕРСТВА
ОБОРОНЫ СССР МОСКВА 1961

*

空气噴气发动机

謝文峙，田广福，李正榮合譯

李正榮校

*

國防工業出版社 出版

北京市书刊出版业營業許可証出字第 074 号

国防工业出版社印刷厂印刷 新华书店北京发行所发行

*

787×1092¹/₃₂ 印張 2³/₈ 47 千字

1963年10月第一版 1963年10月第一次印刷 印數：0,001—1,850册

統一書号：15034·692 定价：(11-6)0.54 元

目 录

序言	4
第一章 无压机式空气喷气发动机	7
冲压式空气喷气发动机的工作原理	7
扩压器	17
燃烧室和尾喷管	24
冲压式空气喷气发动机的速度和高度特性	30
冲压式空气喷气发动机的调节特性	36
脉动式空气喷气发动机	40
第二章 压气机式空气喷气发动机	44
第三章 空气喷气发动机在火箭技术中的应用	52
第四章 空气喷气发动机的历史简述及其发展远景	64
参考文献	76

空气喷气发动机

Г. Ю. 馬靖格 著

謝文峙、田广福、李正荣合譯

李正荣 校

新材料研究室
情报資料組
資料專用章



國防工業出版社

1963

內容簡介

本书是一本叙述空气喷气发动机的小册子，书内介绍了用于火箭技术上的空气喷气发动机构造的基本知識，研究了这些发动机的特性和应用范围，特别注意了冲压式喷气发动机的介绍。

书中对空气喷气发动机内各种过程的阐述主要着重于物理性质。

本书是原编者根据外国有关空气喷气发动机方面的资料写成，这些资料都是文献和杂志中已发表的。关于发展远景问题是根据外国专家们的观点叙述的。

本书可供人民解放军官兵和广大军事技术知識爱好者閱讀。

ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ
Г. Ю. МАЗИНГ

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО МИНИСТЕРСТВА
ОБОРОНЫ СССР МОСКВА 1961

*

空气喷气发动机

謝文時、田广福、李正榮合譯

李正榮校

*

國防工業出版社出版

北京市书刊出版业营业許可証出字第 074 号

國防工业出版社印刷厂印刷 新华书店北京发行所发行

*

787 × 1092 $\frac{1}{32}$ 印張 2 $\frac{3}{8}$ 47 千字

1963年10月第一版 1963年10月第一次印刷 印数：0,001—1,850册

統一书号：15034·692 定价：(11-6)0.54元

目 录

序言	4
第一章 无压气机式空气喷气发动机	7
冲压式空气喷气发动机的工作原理	7
扩压器	17
燃烧室和尾喷管	24
冲压式空气喷气发动机的速度和高度特性	30
冲压式空气喷气发动机的调节特性	36
脉动式空气喷气发动机	40
第二章 压气机式空气喷气发动机	44
第三章 空气喷气发动机在火箭技术中的应用	52
第四章 空气喷气发动机的历史简述及其发展远景	64
参考文献	76

序 言

液体燃料和固体燃料火箭发动机的特点是：两者所用的燃料包含着燃烧剂及其氧化剂，该燃料既是热能的泉源，同时又是工质（由喷管中喷出的燃气）的泉源。燃料是装在火箭本体中的。

空气喷气发动机是利用大气中的氧作为燃烧剂的氧化剂，因此，在飞行器上的贮备燃料中没有必要再携带专门的氧化剂。

要完全燃烧一公斤像汽油或煤油这样的燃料，大约要消耗 15 公斤空气。当用于空气喷气发动机上时，燃料的重量和参与燃烧过程的空气重量比起来，前者所占的部分更小。因此，在空气喷气发动机中，形成工质的主要泉源是大气，燃料所起的作用则很小。

如果火箭飞行时能从周围介质中获取氧化剂和工质，那就可以减轻火箭的重量；要知道，装有液体燃料或固体燃料（火药）火箭发动机的火箭，其重量的主要部分（在某些情况下是绝大部分）乃是燃料。

但是，利用大气中的氧——这是空气喷气发动机的主要优点，却同时限制了这种发动机的使用高度。当高度超过 30 ~ 35 公里时，在现有的技术条件下，就很难使用空气喷气发动机了。此外，正如以后所要指出的，对于每一种类型的空

气噴气发动机，其飞行速度都有一个极限值，超过此值后，該型发动机的应用就变得无效了。空气噴气发动机的上述缺点縮小了它在火箭技术中应用的可能性。

尽管如此，但在某些类型的火箭上这些发动机却获得了广泛应用。这里应当首推防空導彈（即地对空導彈）和地对地、空对空、空对地等飞航式導彈。

根据进入发动机空气所受压缩方式的不同，空气噴气发动机可分为两大类：无压气机式的和压气机式的。

在无压气机式发动机内，燃料在燃烧之前，空气的压缩只是靠迎面气流的速度冲压来实现；而在压气机式发动机内，除速度冲压外，还使用专门的压气装置。

无压气机式空气噴气发动机又分为冲压式和脉动式二种。

可以认为：从应用于火箭技术上的观点来看，上述一切类型的空气噴气发动机中以冲压式发动机最为有利。这本小册子就是着重阐述这种发动机的。本书在介绍冲压式发动机工作过程及其构造的基础上，讲述了与扩压器、燃烧室、尾噴管这些部件的构造及工作有关的问题，这些问题对于一切类型或大多数类型的空气噴气发动机都是通用的。关于压气机式空气噴气发动机的构造和工作，本书仅介绍一般概念，因为这些问题在其他读物中有更详细的叙述。

空气噴气发动机的工作状态在很大程度上取决于 M_n 数。所谓 M_n 数，就是飞行速度 w_n 与空气中音速 a 的比值：

$$M_n = \frac{w_n}{a}。$$

如果 M_n 数小于 1，则飞行速度称为亚音速；如果大于 1，则称为超音速。

正如各項研究所指出，在空气噴气发动机內及其进口处所发生的一系列現象，都决定于 $M_{\text{н}}$ 数的大小，而不是决定于飞行速度的絕對值。因此，最好根据 $M_{\text{н}}$ 数来研究空气噴气发动机基本特性的变化，这个原則已在一切技术文献中成为定論，所以本书也照此沿用。

为了确定絕對速度，必須將 $M_{\text{н}}$ 数乘以音速。但这时必須記住，空气中的音速是随高度而改变的：地面附近的音速是每秒 341 米，而离地面 11 公里以及更高的高空則降低到每秒 300 米。

第一章 无压气机式空气喷气发动机

冲压式空气喷气发动机的工作原理

在各种空气喷气发动机中，结构最简单的要算冲压式空气喷气发动机了。图1所示为用于亚音速飞行的冲压式发动机构造示意图。发动机的主要部件是：扩压器1、燃烧室2和尾喷管4。在飞行时，空气经扩压器的进气口进入发动机，就在扩压器的通道内完成空气的压缩。燃料从油箱（图上没有画出）中沿燃油导管送往喷嘴3，这些喷嘴均安装在燃烧室内。燃烧产物则经尾喷管喷出。

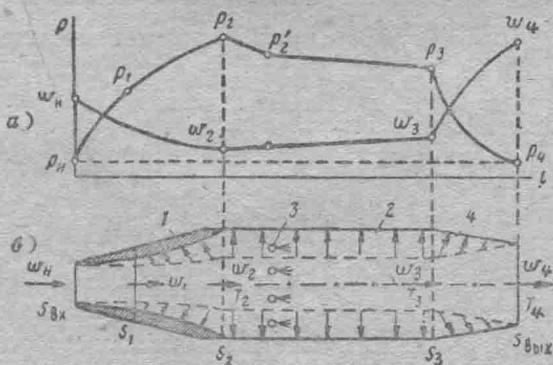


图1 亚音速冲压式空气喷气发动机：

a—速度和静压沿发动机气流通道的变化图；b—构造示意图和内表面的压力图。

1—扩压器；2—燃烧室；3—燃油嘴；4—尾喷管。

冲压式发动机内没有运动部件，这就使它的结构非常简单，并提高了其工作可靠性。发动机工作时，由于其内部的剩余压力不大（随着飞行高度和速度的变化，剩余压力的变化范围是从几分之一大气压到几个大气压），所以冲压式发动机的壳体可制成薄壁结构，它的结构重量也就非常轻。

冲压式空气喷气发动机的缺点是：要使它可靠地起动，就必须把火箭加速到一个初始速度，即起动速度。这种加速过程要靠起飞加速器（液体燃料或固体燃料火箭发动机）来完成。

为了保证冲压式发动机能正常工作，还需要有很大的气流流通截面，这也应该算是冲压式发动机的严重缺点，虽然这个缺点也是其他任何一种空气喷气发动机所共有的。这样就使得火箭的横截面积（最大截面积）加大，因而也就增加了它的迎面阻力。

尽管冲压式发动机构造简单，但要制造可靠而有效地工作的发动机，却是个复杂的技术问题。这个问题的解决，从产生制造这种发动机的想法的时候开始（1913年）一直拖延了三十多年。这说明冲压式发动机的工作过程很复杂，对这一点我们在介绍其工作原理后就会了解的。

对于固体燃料和液体燃料火箭发动机，只要初步了解它们的构造，就很容易明白其反作用力产生的原因。如果在任何一个容器内装有压缩气体，而容器壁上开有一个通气孔的话，那么也能同样地产生反作用力。

冲压式空气喷气发动机实质上是一个两面开口的变截面导管，那么这种发动机的反作用力是怎样产生的呢？反作用力的施力点位于何处呢？只从表面上看看这种发动机的构造，

还不能回答这些问题。为了回答这些问题，必须了解发动机工作时所发生的各种过程。

首先我们研究最简单的情况，即冲压式发动机在飞行高度不变、速度不变的亚音速飞行时的工作情况。

我们所研究的情况，无论是采取发动机以速度 w_H 在静止的空气中运动，或者是与此相反，认为发动机不动而气流以速度 w_H 迎面流来，这都不会改变发动机内所发生各种过程的实质。为叙述简便起见，我们可认为发动机是不动的，而气流则迎面流过（用注脚 H 表示）。

迎面流来的气流分为两部分：一部分从发动机外面绕流而过；第二部分则通过扩压器的进口，沿发动机的内部通路流动，并在燃烧室中受到加热，同时与燃料的燃烧产物相混合，最后由尾喷管喷出，又与外部气流重新汇合。

一秒钟内流经扩压器进口（进口截面积用 S_{BX} 表示）的空气重量，亦即进口处空气的重量流量 G_H 为：

$$G_H = \gamma_H S_{BX} w_H$$

式中 γ_H ——迎面气流的空气比重。

这里的扩压器是一个扩张管，沿扩压器的通路既没有附加的气流加入，也没有向外放气。因此，在扩压器的任何一个横截面上，空气的重量流量应当是不变的，它等于进口处的数值：

$$\gamma_H S_{BX} w_H = \gamma_1 S_1 w_1 = \gamma_2 S_2 w_2, \quad (1)$$

式中注脚“2”表示扩压器出口截面上空气的比重和速度，注脚“1”则表示任意一个截面上的这些参数。

在空气运动速度很小的情况下，即大大低于音速时，空气的压缩性可以忽略不计，就是说，可以认为空气沿扩压器

流动时，它的比重是不变的：

$$\gamma_1 = \gamma_2 = \gamma_n,$$

由方程式 (1) 可得：

$$w_2 = w_n \frac{S_{nx}}{S_2}; \quad (2)$$

$$w_1 = w_n \frac{S_{nx}}{S_1}. \quad (3)$$

既然 $S_2 > S_1 > S_{nx}$ ，则从上述等式中可得： $w_2 < w_1 < w_n$ ，就是说，气流速度是沿着扩压器减小的。

假设扩压器内没有摩擦损失，则进入发动机的每公斤空气所具有的总机械能应保持不变。这种总能量是由动能和位能所组成。气体的位能可用其压力 p 与比容 ν 的乘积来表示。1 公斤空气的总机械能在扩压器的任一截面上均保持恒定不变，并可表示为如下的等式：

$$\frac{w_n^2}{2g} + p_n \nu_n = \frac{w_1^2}{2g} + p_1 \nu_1 = \frac{w_2^2}{2g} + p_2 \nu_2, \quad (4)$$

式中 ν —— 1 公斤空气所占的容积，称为比容。

由于气体的比容是其比重的倒数

$$\nu = \frac{1}{\gamma},$$

而比重在所有的截面上都相等，于是得出下式：

$$\frac{\gamma w_n^2}{2g} + p_n = \frac{\gamma w_1^2}{2g} + p_1 = \frac{\gamma w_2^2}{2g} + p_2. \quad (5)$$

式中 $\frac{\gamma w^2}{2g}$ 这一项称为速压头， p 则称为静压。所谓静压就是当压力表进气口与气流方向平行时（图 2 a）所示出的压力。这种压力系作用在扩压器的内表面上。速压头与静压的总和则称为总压 p_0 。当压力表的进气口迎着气流的方向时（图 2 b），表上所指的就是总压。在没有损失的情况下，根据方

程式(5), 气流沿扩压器流动的总压应该是不变的。但是, 既然气流速度及与它一起的速压头都沿着扩压器在降低, 为了使总压保持不变, 则总和的第二项——静压应增加。扩压器的扩张度愈大, 其内部气流的滞止就愈甚, 燃烧室进口处的静压也就愈高。假如能使气流速度降低到零的话, 扩压器出口处的静压 p_2 就会与总压 p_{0H} 相等:

$$p_2 = p_{0H} = \frac{\gamma_H w_H^2}{2g} + p_{H0}$$

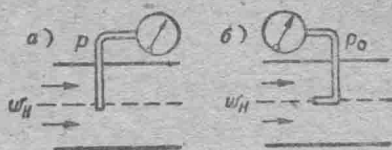


图2 气流压力的测量:

a—静压; б—总压。

因而, 在扩压器内发生着能量的转变, 即由速压头转变为静压; 这种静压由于沿扩压器全长不断增大, 它总是高于大气压的。从外面绕过扩压器的气流中, 其静压仍接近于大气压, 因此, 扩压器的内、外表面间形成了压力差, 产生了与迎面气流方向相反的作用力。

扩压器后紧接着就是燃烧室, 它是一个横截面不变的圆柱形直管。在没有燃烧的情况下, 如果不考虑因摩擦而造成的不大的能量损失, 则在这一段直管中, 气流的特性就会保持不变。可是, 经喷嘴喷入气流的燃料发生燃烧时, 就要引起气流特性的重大变化。燃烧时所产生的热能, 除去经发动机壁散失的较小热耗损外, 全部都用于使燃烧产物加热, 因而使它获得了高温 (达 2000°C)。由于加热, 燃烧产物的比重比燃烧室进口处的空气比重小得多。气体的状态方程为:

$$\gamma = \frac{p}{RT},$$

式中 R ——气体常数;

T ——气体的绝对温度。

根据这一关系式可写成:

$$\frac{\gamma_3}{\gamma_2} = \frac{p_3}{p_2} \frac{R_B}{R_r} \frac{T_{0B}}{T_{0r}} \quad (6)$$

这里注脚“r”表示燃烧产物的量值, 注脚“B”则表示燃烧室进口处空气的量值。

在冲压式空气喷气发动机中, 燃烧是在等压条件下进行的, 即 $p_3 = p_2$; 燃烧产物的气体常数 R_r 与空气的气体常数 R_B 相差较小。因而, 气体加热前、后比重的比值, 基本上决定于相应温度之比值。燃烧产物的温度 T_{0r} , 通常比进入燃烧室里的空气温度 T_{0B} 高出几倍, 因而, 燃烧产物的比重较空气的比重大约要减小相同的倍数:

$$\frac{\gamma_3}{\gamma_2} \approx \frac{T_{0B}}{T_{0r}}.$$

收敛式喷管中所完成的过程与扩压器中的过程相反。我们对扩压器推导出的一切关系式对喷管仍然适用, 其中也包括方程(5), 它表示气流中的总压是不变的。当发动机内没有摩擦损失时, 尾喷管内的总压应等于扩压器内的总压。发动机进、出口截面的总压相等, 因而可写出下式:

$$\frac{\gamma_H w_H^2}{2g} + p_H = \frac{\gamma_4 w_4^2}{2g} + p_{H0} \quad (7)$$

假如在燃烧室内没有加热, 那么, 由于被压缩空气在尾喷管内的膨胀, 就会又恢复到它原来的状态。当气流的静压等于大气压时, 发动机出口处气流的速度和比重就会等于其进口处气流的速度和比重, 即 $w_4 = w_H$, $\gamma_4 = \gamma_{H0}$ 。为了让这股

气流流出,就得使尾喷口的面积等于扩压器进口的面积。非常明显,即使在发动机内没有摩擦损失,这种发动机的推力还是等于零。因为,在这种情况下,作用于扩压器和尾喷管上的内部余压的合力数值相等,方向相反。

但是,当发动机内的气流受到加热时,上述情况就要发生重大变化。在这种情况下,当通过能力相同时,尾喷管的出口面积 S_{BEX} 应大于扩压器的进口面积 S_{BX} 。实际上,发动机进、出口截面的空气流量与燃气流量,可以认为是彼此相等的,因为在燃烧室内对气流添加的燃料质量不大,流量之差可以忽略。因此,

$$S_{\text{BX}} \gamma_{\text{H}} w_{\text{H}} = S_{\text{BEX}} \gamma_4 w_4,$$

于是可得

$$\frac{S_{\text{BEX}}}{S_{\text{BX}}} = \frac{\gamma_{\text{H}}}{\gamma_4} \frac{w_{\text{H}}}{w_4} \quad (8)$$

由方程 (7) 得出

$$\gamma_{\text{H}} w_{\text{H}}^2 = \gamma_4 w_4^2,$$

于是

$$\frac{w_{\text{H}}}{w_4} = \sqrt{\frac{\gamma_4}{\gamma_{\text{H}}}} \quad (9)$$

将方程 (9) 代入方程 (8) 可得:

$$\frac{S_{\text{BEX}}}{S_{\text{BX}}} = \sqrt{\frac{\gamma_{\text{H}}}{\gamma_4}}.$$

从尾喷管流出的燃气,由于被加热到很高的温度,其密度要小于大气的密度,即 $\gamma_4 < \gamma_{\text{H}}$, 因此,发动机出口截面应大于进口截面:

$$\frac{S_{\text{BEX}}}{S_{\text{BX}}} > 1.$$

对于所研究的发动机构型,尽管扩压器和尾喷管内的压