

# 冲压发动机技术

(下 册)

〔美〕 约翰·霍甫金斯大学应用物理实验所 编

李存杰 付巽权 龙玉珍 译

王树声 凌育锦

王树声 校

国防工业出版社

## 译者的话

《冲压发动机技术》(下册)共包括四章。其中第十、十一、十三章仍和上册第二章至第九章一样,根据美国约翰·霍甫金斯大学应用物理实验所主编的TG-610系列报告译出。由于该书第十二章(TG-610-12)直到目前仍未出版,为了尽快使本书与读者见面,并照顾全书的完整性,我们采用了同是由该所主编的题为《冲压发动机技术》的系列报告之一——TG 370-14作为本书第十二章,其内容基本符合原书的要求。

本书第十章着重讨论了在超音速飞行条件下有关如何选择发动机和使其最佳化的问题,特别分析了影响冲压发动机使用的各种因素。作者从与超音速飞行有关的大量参数中选取了一些最有影响的项目,如动压、升阻比、单位迎风面积推力、单位重量推力、比冲、结构重量等,用它们表征飞行器机体和动力装置的特性,以便进行初步设计。这些项目对描述飞行器总体性能是有价值的,同时也为我们深入探讨在应用中的一些问题创造了条件。

从该章对几种动力装置所作的比较可以看出,在大气层内以超音速远距离飞行时,冲压发动机是有优越性的。以战术导弹为例,由于反导弹措施的不断加强,相应就要大大提高导弹本身的生存概率和杀伤概率,这就要求提高导弹的射程、速度、机动性、一弹多用性和弹体的紧凑性。要满足这多方面的要求,必须尽可能地使整个导弹武器系统处于最佳设计状态,各个分系统的性能相应都要满足一定要求,从动力装置角度看,一些新型冲压发动机对此有较大的适应性。可能这也是现在世界上许多国家,如苏、美、英、法、西德、瑞典,甚至日本、印度、澳大利亚等,都竞相从事有关冲压发动机的研究和发展工作的原因之一。

第十一章介绍了在高超音速条件下使用的各种先进的冲压发动机系统。论述了将普通冲压发动机改型以适应高超音速飞行的问题,还介绍了从理论上可以达到轨道速度的超音速燃烧冲压发动机和外部超音速燃烧的应用。对由于高超音速飞行而给理论分析带来的特殊问题,以及有关高超音速发动机部件,如进气道、燃烧室和尾喷管的一些较重要的问题和总的发动机性能,本文都作了较全面的讨论。最后讲了一下高超音速飞行器采取多种工作循环中利用冲压发动机的方案和其他单独采用冲压发动机的可能性。由此看来,超音速燃烧冲压发动机将来有可能在运载飞行器可回收级上或者在高超音速巡航飞行器上使用。为了大幅度提高推进效率,在第三代航天飞机上使用冲压发动机是大有希望的。

第十二章对冲压发动机及其部件所用的材料作了具体的分析和介绍。首先分析了选用合适材料应依据的原则和根据各部件所处的工作环境推荐了适用的典型材料,并介绍了这些材料的性质。这一章所讨论的问题不仅可供研制冲压发动机参考,而且对研制其他类型的动力装置也有参考价值。

第十三章介绍了研制冲压发动机的各种地面试验设备,并列表说明了美国推进试验设备的性能特征。最后还简单地介绍了有关飞行试验的情况。

本书第十章由王树声、凌育锦同志翻译，第十一章由李存杰、龙玉珍同志翻译，第十二章由付巽权同志翻译，第十三章由李存杰、凌育锦同志翻译，全书由王树声同志校对。

国务院1984年2月27日发布了《关于在我国统一实行法定计量单位的命令》，由于本书上册在此之前已经出版，所用单位全部采用中文符号，因此，为了全书上、下册的统一，本书下册仍沿用中文符号作单位。

## 目 录

符号	1
第十章 超音速飞行的初步设计	4
10.1 引言	4
10.2 主要飞行性能参数	4
10.2.1 动压	4
10.2.2 升阻比	5
10.2.3 单位迎风面积的推力	7
10.2.4 发动机的单位重量推力	7
10.2.5 比冲	8
10.2.6 结构重量	8
10.3 用冲压发动机作巡航飞行	11
10.3.1 布雷格特 (Breguet) 航程公式	11
10.3.2 冲压发动机设计的约束条件	13
10.3.3 设计参数的综合考虑	15
10.3.4 远程冲压发动机燃料的选择	17
10.3.5 飞行器的分级	18
10.3.6 低空飞行分析	19
10.4 用冲压发动机作动力的爬升和加速	20
10.5 以冲压发动机作动力的末段飞行	21
10.6 助推阶段	21
10.7 飞行器构形的研究	24
10.7.1 不同类型的冲压发动机和实例	25
10.7.2 飞行器构形设计的示例	26
10.8 动力装置的选择	28
10.8.1 冲压发动机和火箭发动机的比重	28
10.8.2 冲压发动机和火箭发动机的比容	29
10.8.3 在火箭发动机和冲压发动机的比较中速度的影响	29
10.9 关于发动机选择和飞行器最佳化的研究	30
第十一章 高超音速冲压发动机	32
11.1 理论研究	36
11.1.1 附面层效应	37
11.1.2 非均匀流效应	40
11.1.3 真实非平衡气体效应	43
11.2 高超音速进气道	46
11.2.1 高超音速进气道的效率参数	49
11.2.2 前缘问题	53
11.2.3 高超音速进气道的性能	60
11.3 加热	63
11.3.1 外部燃烧	63
11.3.2 超音速燃烧	79

14.4 高超音速空气喷气发动机的总性能	97
11.4.1 亚音速燃烧冲压发动机 (普通冲压发动机)	99
11.4.2 超音速燃烧冲压发动机	114
参考文献	121
<b>第十二章 冲压发动机及其部件的材料</b>	<b>127</b>
12.1 材料问题的实质	127
12.2 材料的性质	132
12.3 可供使用的材料	138
<b>第十三章 设备和试验</b>	<b>155</b>
引言	155
13.1 风洞——外部气动力学和进气道试验	155
13.2 自由射流设备	157
13.3 连管式试验——燃烧室和喷管	159
13.4 设备部件	160
13.4.1 空气供给	161
13.4.2 空气加热	161
13.4.3 自由射流喷管	164
13.4.4 排气系统	164
13.4.5 设备的控制	166
13.5 结构试验设备	167
13.6 高超音速试验	167
13.7 飞行试验	169
13.8 结论	171
参考文献	171

# 符 号

$a$	音速 (英尺/秒)	英尺)
$A$	横截面积 (英尺 <sup>2</sup> )	与气流类型有关的系数, 式
$A, B$	式 (11-26) 中的常数	(11-44)
$B$	式 (11-54) 中的焓差比	$l$ 长度 (英尺)
$c$	比热 (Btu/磅·°R)	$L$ 升力 (磅力)
	弦长 (指外部燃烧冲压发动	长度 (英尺)
	机)(英尺)	$m$ 质量 (斯)
$C$	系数 (带有相应的下标)	$\dot{m}$ = $\dot{w}/g$ , 质量流量 (斯/秒)
	式 (11-8) 中的常数	$\dot{m} = gM \left[ \frac{\gamma}{R} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{1/2}$ ,
$C_D$	= $D/q_0 A$ , 阻力系数	流量函数
$C_L$	= $L/q_0 A$ , 升力系数	$M$ 马赫数 (带相应的下标)
$C_p$	= $(p - p_0)/q_0$ , 压力系数	$\mathcal{M}$ 分子量
$CRJ$	普通冲压发动机 (亚音速	$Nu$ 努赛尔数
	燃烧)	$p$ 压力 (如无下标则表示静止)
$d$	直径 (英尺)	(磅力/英尺 <sup>2</sup> )
	外部燃烧冲压发动机单元宽度	$Pr$ 普朗特数
	(英尺)	$q_0$ = $\rho V^2/2$ , 动压 (磅力/英尺 <sup>2</sup> )
$D$	阻力 (磅力)	$\dot{q}_c$ 对流加热速率 (Btu/秒)
	式 (11-52) 中的扩散系数	$\dot{q}_w$ 壁加热速率 (Btu/秒)
$EB$	外部燃烧	$\dot{q}_r$ 辐射加热速率 (Btu/秒)
$ER$	= $f/f_{化学当量的}$ , 当量比	$Q$ 单位重量热量 (Btu/磅)
$ERJ$	外燃式冲压发动机 (使用外部	$r$ 半径 (英尺)
	燃烧)	前缘半径, 式 (11-45), 式
$f$	燃料和空气的重量流量比	(11-49)
$\mathcal{F}$	= $pA + \dot{m}V$ , 气流推力 (磅力)	$R$ 气体常数 (英尺·磅/斯·°R)
$F_g$	总推力, 式 (11-4) (磅力)	发动机半径 (英尺)
$g$	重力加速度 (英尺/秒 <sup>2</sup> )	推力 (磅力)
$h$	比焓 (无下标时指静止) (Btu	$Re$ 雷诺数
	/磅)	$R$ 巡航航程参数 (海里)
$H_c$	燃烧热 (Btu/磅)	$s$ 比熵 (Btu/磅·°R)
$I_s$	与发动机总推力 ( $F_R$ ) 有关的	$SCRJ$ 超音速燃烧冲压发动机
	比冲 (磅力·秒/磅)	$t$ 时间 (秒)
$J$	热功当量 (778英尺·磅力/Btu)	冷却剂管道壁厚度 (英尺)
$k$	导热率 [Btu/英尺 <sup>2</sup> ·秒 (°R/	

$T$	温度 (如无下标则表示静止) (°R)(除非另有规定)	$\tau$	时气流扩张半角 (度) 厚度 (英尺)
$u, V$	速度 (英尺/秒)	$\tau_w$	壁切应力 (磅力/英尺 <sup>2</sup> )
$W$	重量 (地球引力不变)(磅)	$x$	相互干扰参数, 式 (11-11)
$w$	重量流量 (磅/秒)		
$x, y$	纵向和横向坐标(英尺)	下标	
$x, y$	纵向和横向尺寸(英尺)	$a$	气流
$Z$	高度 (英尺)		燃烧室进口
希腊字母		$b$	燃烧室出口
$\alpha$	燃烧室半扩张角 (度) 攻角 (度)	$c$	燃烧 (效率或热量)
$\beta$	角度 (按照说明) (度)	$cl$	中心线
$\gamma$	比热比, $c_p/c_v$	$d$	扩压器出口截面
$\delta$	偏转角 (度) 附面层厚度 (英尺)	$D$	阻力
$\delta^*$	位移厚度 (英尺)	$e$	尾喷管出口 附面层前缘 (见11.1节) 发动机 (总效率)
$\epsilon$	辐射率 燃烧过程中的指数 ( $pA^{e/(n-1)}$ = 常数)	$eff$	有效
$\Delta$	表示增量的前置符号 激波分离距离 (英尺)	$eq$	平衡
$\eta_c$	= $f_{理想}/f_{实际}$ , 给定 $F_g$ (或 $I_s$ ) 的 燃烧效率	$f$	燃料
$\eta_e$	发动机总效率, 式 (11-1)	$F, f$	摩擦
$\eta_{KB}$	进气道动能效率	$\mathcal{F}$	气流推力
$\eta_n$	尾喷管效率	$F$	总推力 (不计算外阻力影响)
$\eta_{pt}$	用总压恢复系数表示的扩压器 效率	$g$	总的
$\eta_R$	扩压器效率, 式 (11-36)	$i$	进气道几何尺寸 第 $i$ 项分量
$\eta_s$	扩压器效率, 式 (11-39)	$L$	升力
$\theta$	角度 (带相应的下标)(度) 水平航迹倾角, 式 (11-112) (度) 附面层动量厚度 (英尺)	$max$	最大值
$\Lambda$	后掠角 (度)	$min$	最小值
$\mu$	粘度 (磅/英尺·秒)	$n$	尾喷管
$\rho$	密度 (斯/英尺 <sup>3</sup> )	$N$	正常的
$\sigma$	外部燃烧冲压发动机等压膨胀	$OV$	总的
		$p$	等压
		$pf$	投影迎风 (面积)
		$r$	辐射
		$s$	激波 (角) 表面 (压力) 滞点 (加热关系) 式 (11-106) ~ 式 (11-111) 中的分离

<i>SL</i>	海平面	1	激波上游	} 或另有规定
<i>sub</i>	亚音速燃烧	2	激波下游	
<i>super</i>	超音速燃烧	4	燃烧室出口截面	
<i>t</i>	滞止 (或总的)			
<i>T</i>	净推力 (考虑到外燃冲压发动机的摩擦阻力)	上标		
<i>v</i>	定容	( )*	喉道状态或阻塞状态, $M = 1$ (δ*除外)	
<i>w</i>	壁处	(~)	拐点, 式 (11-102)	
<i>0</i>	自由来流			



# 第十章 超音速飞行的初步设计

J.H.沃克 (James H. Walker)

## 10.1 引言

自从第二次世界大战的前夕加速发展喷气动力装置以来，一直到现在，对超音速和高超音速飞行发生了强烈的兴趣。如果说，动力装置是决定超音速和高超音速飞行的主要因素，那显然是过于简单化了。然而，从活塞式发动机过渡到喷气式发动机是使超音速飞行能成为现实的一个基本手段，这一点却是事实。

有说服力地争论哪一种喷气发动机应用于所有超音速或高超音速飞行最好，这是不可能的。每一种类型既有它的优点又有它的缺点。所以，选择哪一种特定的发动机取决于具体的情况。必须防止对各种发动机的应用作任意的限制，而这些限制在完成基本任务方面却又是无关紧要的。例如，为了达到预定的目标，火箭发动机飞行器就不必一定沿用冲压发动机飞行器的弹道，也不必用同一制导系统。因此，很显然，在研究发动机的选择和最佳化方案时，必须建立一个满意的准则作为依据。如果忽视某一特定情况下的重要参数（例如，价格），将导致不能得到为完成真正目的所需的最佳化程序。

本章并不企图全面论述喷气发动机在各方面的应用，而且用来说明的例子也是有限的，通常限于速度为马赫数 5 以下。但是，我们认为，下面的论述将有助于读者对影响冲压发动机应用的一些因素有深入的认识，同时可供进行初步设计时参考。关于冲压发动机性能计算的方法和在高超音速下冲压发动机的应用，在其他各章论述。本书没有涉及估计空气动力性能和结构重量所用的方法，这些方法可在另外一些教科书中找到。

## 10.2 主要飞行性能参数

为了进行初步设计和合理选择发动机，我们可以将许多超音速飞行的参数减少为数几项，用这几项参数就可以表征飞行器机体和动力装置的特性，而且还可以对它们进行估算。这些项目对描述有关总的工作范围是有价值的，同时，为我们深入探讨应用中的一些问题创造了条件。

### 10.2.1 动压

对于在大气层飞行的飞机和导弹的空气动力及推进动力的设计来说，动压起主要的作用。利用在非加速飞行情况下的两个表达式可以了解动压这个参数的重要性。

$$F = D = C_D A q_0 \quad (10-1)$$

$$W = L = C_L A q_0 \quad (10-2)$$

在上述升力和阻力表达式中都有动压项 ( $q_0$ )，其变化幅度很大。图10-1表示了在现代空气喷气发动机工作的速度和高度范围内，动压的变化情况。从图中数字可见，在给定马赫数下，在100000英尺高度的动压差不多比海平面的动压低两个数量级。显然，当

马赫数变化超过图中范围时，则动压变化要大于两个数量级。

动压影响导弹或飞机的空气动力构形，表现于在最佳状态等速平飞或机动飞行时，它对所需机翼面积的影响。高度一定时，速度愈高，则动压愈大，因此维持一定重量或满足一定程度机动性所需的机翼面积愈小。机翼是提供可用升力最有效的气动面，所以，对于相对固定的附加阻力项目（如机身），减少机翼面积将使气动效率降低。

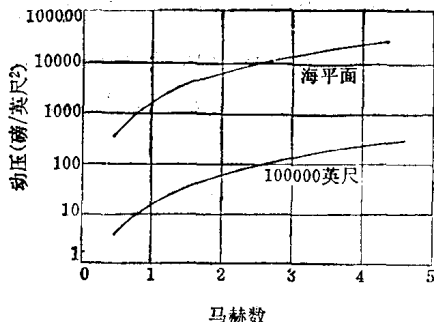


图10-1 动压与高度和马赫数的关系

一架飞行器要在宽广的速度范围内工作，也就是说，要在宽广的动压范围内工作时，设计中的问题就大量增加。在考虑机体的两个主要部分，即机身和机翼时，暴露了有关空气动力方面的矛盾。当以亚音速飞行时，具有最小底面积和大长细比（长度/直径）的流线型机身，对高性能是很重要的。当以低亚音速飞行时，头部形状可以是小长细比的半椭圆体，甚至可以是半球体。相反，最佳的高超音速的机身可能是钝形底面、无流线形尾部，但必须有大长细比的头部。亚音速机翼必须具有一个流线形翼剖面，同时，在大展弦比构形下工作最为有效。相反，超音速机翼应具有尖的前缘，而后缘则是钝形剖面。超音速机翼在极小的展弦比构形下工作要好些。

因为对推进系统的第一位要求是要产生足够的推力以克服阻力，而动压又对推力和阻力都有影响，所以它也就间接地对推进系统应达到的性能指标有影响。幸而，在每种情况下，推力和阻力都是成正比例的。在宽广的速度范围内工作，会引起推进系统的不协调，这是由于空气进入量、空气压缩、喷管设计和有关匹配的考虑都取决于马赫数的缘故。因此，如果在宽广的速度范围内工作，则这些参数所需的变化一定很大，以致必须采用可调尺寸的进气道和尾喷管来更经济地满足产生足够推力的要求。由于冲压发动机采用空气动力压缩原理，因此在零速度时没有压缩空气可利用。为了弥补这个缺点，在低速飞行时采用另外的推进方法，例如，用火箭发动机或象涡轮喷气发动机那样增加一个机械压气机。

### 10.2.2 升阻比

设计在大气层飞行的飞行器，升力、阻力和升阻比是决定对推进系统的要求和燃料装载量的基本参数。将式（10-1）除以式（10-2），并整理后，可以看出升阻比的重要性。

$$F = \frac{W}{\left(\frac{L}{D}\right)} = \frac{W}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)} \quad (10-3)$$

显然，从上式可以说明，对某一预定目标，升阻比必须大一些，以保证发动机重量和燃料载荷最小。

图10-2给出了具有超音速构形的飞行器的升力和阻力系数的典型数值。攻角在15°或20°以下时，升力系数曲线通常是线性的。而阻力系数则差不多依攻角二次方关系变化。将典型值代入升力方程式，可以证明在低空时，只要很小的攻角就可产生很大的

空气动力升力。事实上，在海平面情况下作超音速飞行，通常零点几度的攻角就足以提供相当的升力来支承一架普通的飞行器。这是由于在海平面作超音速飞行产生非常大的动压的结果。从图10-2还可看出，在海平面等速平飞，阻力可以等于或超过升力。

图10-3表示了具有典型超音速构形的飞行器的升阻比的变化。上节已说明，对具有

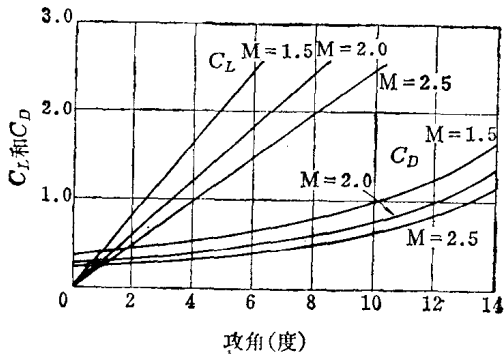


图10-2 对具有典型超音速构形的飞行器，升力系数 ( $C_L$ ) 和阻力系数 ( $C_D$ ) 与攻角和马赫数的关系

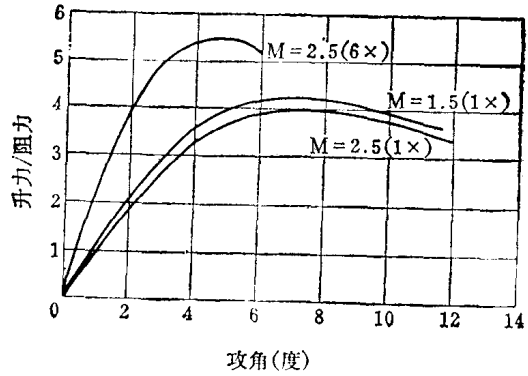


图10-3 对具有典型超音速构形的飞行器，升阻比与攻角、马赫数和机翼面积的关系

(1x) 基本机翼面积；(6x) 六倍基本机翼面积。

典型超音速构形的飞行器，在近海平面等速平飞时，零点几度的攻角即已足够。因此，攻角的增加和升阻比较大的提高都要求增加飞行高度。图10-4 说明了在高空工作时，升阻比可提高一个数量级。显然，因为在最大升阻比所对应的高度上飞行还要受到其他一些条件的限制，所以航程要达到给定值就要多载些燃料。注意，图中曲线表明在几千英尺高度差之内，升阻比损失的百分比是很小的。

图10-4 的数据表明，低空飞行的最佳机翼面积要比高空飞行的小。事实上，低空飞行的最佳机翼面积可以是零。但这个论断只是根据航程要达到最大值这点而作出的。而机翼面积不仅决定于航程，其他方面（如机动性要求）也是要考虑的。在此情况下，

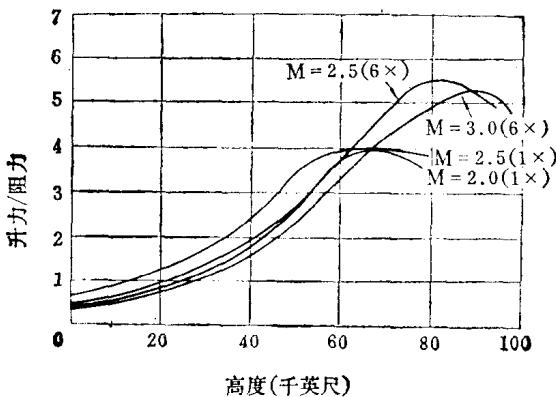


图10-4 对具有典型超音速构形的飞行器，升阻比与高度及机翼面积的关系  
(1x) 基本机翼面积，(6x) 六倍基本机翼面积。

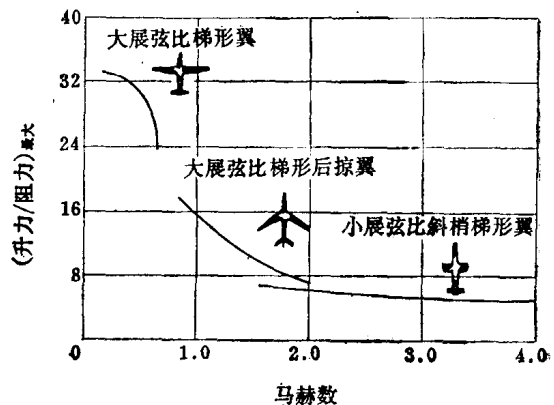


图10-5 具有几种典型气动构形的飞行器的升阻比与马赫数的关系

就要对航程或飞行器大小相应地采取折衷方案。

不言而喻，考虑升阻比必须根据两方面来决定，一是具体空气动力构形的最大升阻比，二是飞行高度、速度和重量的有效升阻比。具有一定构形的飞行器的最大升阻比主要决定于马赫数、机翼特性以及总阻力中由机身和控制面所产生的那部分阻力。各种形式的机翼与具有适当构形的机身作为整体的最大升阻比的估计值，如图10-5所示。

从亚音速到超音速，随着马赫数的增加，升阻比大幅度下降，这对发动机性能影响甚为重要。为了增加可能得到的升阻比，正在进行空气动力的研究工作。发动机设计师应该注意这方面的发展，因为它会影响发动机需要达到的性能水平。

### 10.2.3 单位迎风面积的推力

动力装置安装在承受空气动力的物体如机身、机舱等之内。这些物体的阻力正比例于其大小，而且在一般长细比情况下，主要与截面积成正比。因此，要减少外部阻力，发动机必须产生较大的单位面积（和单位体积）的推力。在低亚音速时这个要求较低，因为动压低，而且没有因空气压缩而产生的阻力。在低速飞行情况下，活塞式发动机是有效的。然而，当速度增加时，固定马力的活塞式发动机的可用推力就减少了。这样，再加上增加的阻力，就使得在超音速情况下活塞式发动机和机体不能再相匹配了。幸而，作超音速飞行时，推进系统可用喷气发动机，它与活塞式发动机比较，能提供很大的单位面积（和单位体积）的推力。图10-6表示了儿种动力装置的典型数据。比较的基础都是沿海平面飞行。

### 10.2.4 发动机的单位重量推力

在选择发动机时，产生给定推力所需发动机重量是第二个极重要的因素。仍以活塞式发动机为例，显然，当升阻比大时，发动机重量与推力之比可能相当地大。超音速时的升阻比值远比亚音速的小。因此，发动机重量具有更大的重要性。表10-1说明了几种发动机每单位重量所提供的推力值。所列数据是以  $M_0=1.8$  和海平面高度为标准。要强调的是，这种标准是任意取的，它只是用以说明论点。在海平面高度以这个速度飞行，涡轮喷气发动机的寿命将是很短的。借助于图10-6，可以推断，如果降低速度来比较，冲压发动机的情况就会变坏。除了火箭发动机之外，在此速度下，各动力装置的相对等级不随高度的变化而有明显的变化。从火箭发动机本身的性质显而易见，随着高度的增加，它的优点也增加了。

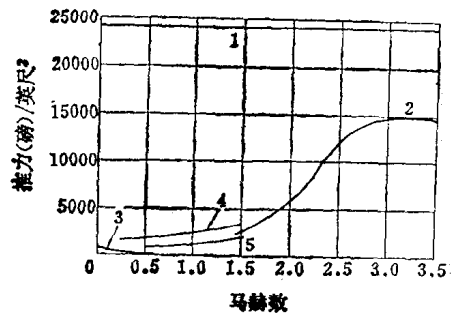


图10-6 各种类型发动机沿海平面飞行时，单位迎风面积的典型可用推力值  
1—火箭发动机；2—冲压发动机；3—活塞式发动机；4—带加力的涡轮喷气发动机；5—涡轮喷气发动机。

表10-1 各种动力装置的相对等级

活塞式发动机	0.2磅推力/每磅发动机重量
涡轮喷气发动机	12.0磅推力/每磅发动机重量
冲压发动机	30.0磅推力/每磅发动机重量
火箭发动机（液体推进剂）	60.0磅推力/每磅发动机重量

根据式(10-1)和式(10-2)可以推断,即使假设其他部件的重量为零,用活塞式发动机,也需要具有升阻比等于5的构形的飞行器,以支承发动机本身的重量。而图10-5说明在超音速情况下,升阻比为5是一个相当高的数值。因此,由于重量大,活塞式发动机不能用于超音速飞行。另一方面,喷气发动机所产生的单位重量推力,与之相比可大两个数量级以上。

### 10.2.5 比冲

在研究如何选择发动机时还有第三个因素。这个因素称为比冲,它是单位燃料流量产生的推力。图10-7表示几种类型发动机的大约的比冲值随马赫数变化的关系。

从图中可清楚地看到各种不同发动机在不同马赫数时比冲的变化很悬殊。在这方面,火箭发动机最差。从图10-6和表10-1可以明显地看出这种发动机在重量和推力方面的优点,然而,当航程增加,需要大量燃料时,这些优点就可能被抵消掉。特别是由于受弹道的限制,使火箭发动机不能在最佳状态下工作时,就更是这样。

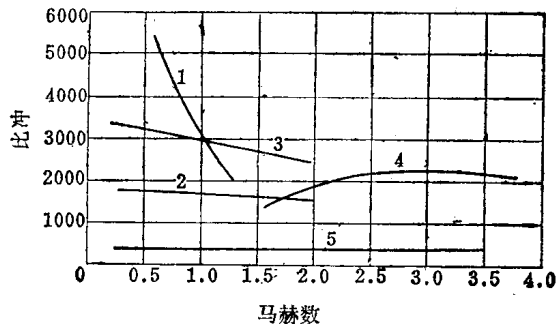


图10-7 典型动力装置的比冲

1—活塞式发动机; 2—带加力的涡轮喷气发动机;  
3—涡轮喷气发动机; 4—冲压发动机; 5—火箭发动机。

很明显,当在相当高的马赫数范围内工作时,冲压发动机的优越性才得以体现。另一方面,活塞式发动机在低亚音速时表现了无可非议的优越性。涡轮喷气发动机可满足高亚音速和低超音速范围的需要。在此范围内,它具有相当低的燃料消耗率。涡轮喷气发动机可自身加速到此速度。如果我们还记得在低超音速区采用后掠机翼可获得较大的升阻比的话,那么就很清楚,当在设计条件允许低超音速飞行时,若与冲压发动机相比较,则涡轮喷气发动机产生单位推力所需的重量大这一缺点就可以弥补了。

图10-7所给的性能曲线是基于使用碳氢燃料而得到的。选择这种燃料是由于容易获得和比较价廉。有限的几类燃料可提供较好的性能,对这些燃料的讨论可参见第六章。而燃料比冲和密度的总影响将在后面几节中讨论。

### 10.2.6 结构重量

机翼、控制系统和油箱等的结构重量,在设计中所处的位置与发动机重量是相似的,也就是说,这些部件的重量也必须靠由空气动力产生的升力来支承。在超音速情况下,必须采用小升阻比,因此为产生支承任何重量的升力所必需的推力,超音速情况下要比亚音速情况下大得多。这对发动机重量、燃料载荷和油箱的要求影响很大。

对飞行器重量的估计可以采取将飞行器分成若干个公认部件的方法,这些部件的重量可以与以前的经验值联系起来。例如,有关飞机的大量经验数据表明,不管总重量的实际值有多么显著的变化,起落架的重量约为总重量的百分之五。机翼重量则与机翼载荷、机动飞行因素、厚度比、展弦比和平面形状等有关。这些变数可以选择用来作为考虑设计的参数。也可用相同的原理取得有关尾部重量的各种关系。

动力装置的重量的重量决定于所需要的推力,对远程冲压发动机来说,所需推力主要由飞行器升阻比和总重量所确定。另一方面,海军用的拦截型导弹由于包装箱、发射架等对

尺寸或重量的限制，有一个最大允许的发动机截面积，用该最大发动机截面积通常会带来好处。

构成重量的项目通常可用下面形式的关系式来表示：

$$W_0 = W_{\text{有效载荷}} + W_{\text{机身}} + W_{\text{机翼}} + W_{\text{尾翼}} + W_{\text{发动机}} + W_{\text{起落架}} + W_{\text{其他}} + W_{\text{燃料}} \quad (10-4)$$

比较方便的是把有效载荷考虑为包括那些必须运载的项目，但它们不直接提供动力。因此，有效载荷包括导弹上的制导系统和战斗部，而机体和动力装置则构成运载工具。同样，在运输用的飞行器上，机组人员、乘客和他们的座架构成有效载荷。有效载荷这一项的特点是不随运载工具的设计射程而有显著变化。除了燃料之外，运载工具这一项与总重量存在着一个固定的或缓慢变化的关系，因此，将重量方程式改写成下列形式较为方便：

$$W_0 = W_{\text{有效载荷}} + W_{\text{燃料}} + \left(\frac{W_{\text{机身}}}{W_0}\right)W_0 + \left(\frac{W_{\text{机翼}}}{W_0}\right)W_0 + \left(\frac{W_{\text{尾翼}}}{W_0}\right)W_0 + \left(\frac{W_{\text{发动机}}}{W_0}\right)W_0 + \left(\frac{W_{\text{起落架}}}{W_0}\right)W_0 + \left(\frac{W_{\text{其他}}}{W_0}\right)W_0 \quad (10-5)$$

通常定义一个新变量 S，它包括所有与总重量存在固定关系的各项，这样就更有用些。用这个办法，所有不属于有效载荷或燃料的重量叫做结构重量。因此，式(10-5)可以简化为

$$W_0 = W_{\text{有效载荷}} + W_{\text{燃料}} + \left(\frac{W_s}{W_0}\right)W_0 \quad (10-5a) \bullet$$

这个方法使得对不同的有效载荷重量和燃料重量（航程）而进行外形缩放时较为方便。

图10-8表示了一个以冲压发动机作动力装置的远程导弹典型部件的重量分析，它说明了重量公式中除了有效载荷和燃料以外，其他各项的基本性质。弹翼和尾翼的外形不变，只是面积有变化。对于头部进气扩压器与具有空气通道的弹身连接在一起的特殊构

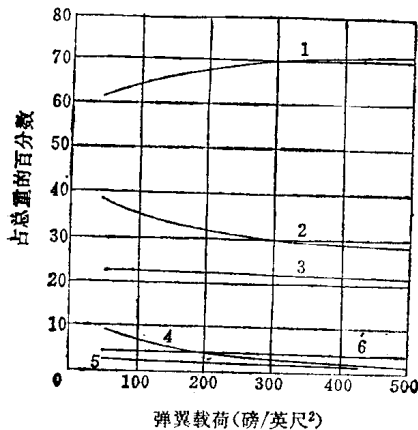


图10-8 以冲压发动机作动力装置的远程导弹各部件的重量

1—载荷和燃料；2—飞行器减去载荷和燃料；3—机身和动力装置；4—弹翼；5—尾翼；6—其他。

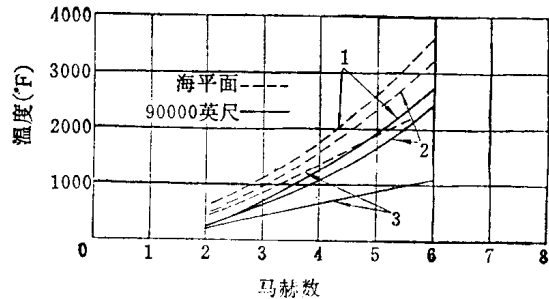


图10-9 平板前缘后一米处平衡壁温与滞止温度的比较——0°攻角，紊流附面层，海军热天

1—滞止温度；2—恢复温度；3—有辐射的壁温。

● 原书此式用(10-6)作序号，与后面重复，故改此号。——译者

形情况，我们是把弹身的重量与动力装置的重量的重量加在一起算的，由于具有这种构形的弹身和动力装置是紧密地结合在一起的，所以不便于把它们分成两个部件。冲压发动机的尾喷管用作支承尾翼面。所谓其他重量包括液压作动筒和管道、电缆、弹体和推进分系统两者所需的辅助动力源、油箱组合件和其他为了使飞行器运动所需的零星项目的重量总和。

图10-8表示，随着弹翼载荷的变化，飞行器减去有效载荷和燃料后的重量变化很大。这包含有弹翼面积大幅度变化的因素，因此，必须承认，飞行器的空气动力效率也同样地有所变化。在这种情况下，增大升阻比也增加了重量。

气动加热对超音速和高超音速飞行器设计有很大影响。图10-9表示这个问题对机体结构的严重性。对一个“海军标准热天”，计算了在零攻角下一个平板的前缘后一米处作为飞行马赫数函数的平衡壁温，飞行高度从海平面至90000英尺。很容易看到，从结构设计观点，实现低空高速飞行是非常困难的。例如，在海平面以马赫数为3.7工作时，温度达到相当于铝的熔点。因此，恰当地拟定高度和马赫数的变化方案，以减少热效应，这样所能获得的好处是明显的。这种好处也是由于，当飞行高度增加，即空气密度减小时，与辐射传热比较，对流传至壁上的热是小的。

在发动机空气通道中和外表面上滞止点的热效应是更为严重的。图10-9作了恢复温度和滞止温度与平衡壁温的比较。可以预料在发动机空气通道内部的表面上将感受恢复温度。燃烧室附近和下游的未冷却的组合件必须承受更高的温度。应该注意到，对这些组合件，前面所说的辐射传热的好处就没有了。各表面的前缘将趋近滞止温度。

图10-10提供了一系列曲线，这些曲线表明在承受高温时，为了补偿抗拉强度性能降低所需的一次重量修正。当然，很可能在某一给定情况下，有比抗拉强度更重要的性能。但是，定性地说，其影响是相似的。在此图中的资料可与以前有关温度的数据和所作的讨论联系起来，这样就可以确定，在不采取任何冷却和（或）隔热措施的情况下，对某些给定材料所能使用的飞行马赫数的大约限度。拟定好马赫数和高度的变化方案，以及使用不锈钢和铬镍铁合金，使得大部分未采取冷却措施的飞行器构架能在很高的飞行速度下工作。但是滞止点或发动机空气通道会限制性能，除非对关键部件采取强迫冷却和（或）隔热的补救措施。在某些应用中，采取隔热措施，使结构部件能用轻合金，这样就带来减少结构重量的好处。

在高超音速下，减小承受滞止温度和恢复温度的面积的构形设计对减低重量是重要的。因为材料的强度性质和隔热要求严重地取决于飞行时间这个参数，所以飞行时间也影响最佳设计程序。对于短时间飞行所产生的瞬时温度升高现象，可以采取一些方法来处理，但这些方法在延长飞行时间时就不适用了。

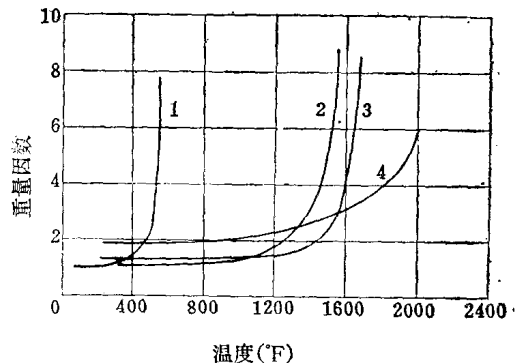


图10-10 在高温下由于补偿抗拉强度降低所需增加的结构重量

1—铝；2—不锈钢；3—铬镍铁合金；4—钛。

### 10.3 用冲压发动机作巡航飞行

通常可将以冲压发动机作动力装置的飞行器的弹道分为四个阶段，并将各阶段分别考虑。然后可将分别考虑的结果用迭代法加以综合。第一阶段包括助推至适当速度，以获得冲压发动机推力；第二，用冲压发动机作动力加速并爬升；第三，巡航飞行；第四，末段飞行。

进行初步设计的简单分析法对巡航飞行阶段是适用的，而且要首先考虑巡航飞行阶段，因为由此可深入了解一些性能问题。

#### 10.3.1 布雷格特(Breguet)航程公式

用前面所定义和讨论的基本参数，可以推导在大气层作巡航飞行的导弹的航程表达式。此表达式首先由布雷格特推导出，适用于无加速飞行（虽然少许加速不致严重影响这个关系式）。此式的解仅限于升阻比、速度和燃料比冲都不变化的情况。

推导过程是简单的，并基于下列关系：

$$\frac{dR}{dt} = V \quad (10-6)$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{F}{I_t} \quad (10-7)$$

而等速平飞时有

$$\frac{L}{D} = \frac{W}{F} \quad (10-8)$$

将式(10-6)除以式(10-7)，然后把式(10-8)代入，再根据上下限积分，结果为

$$R = I_t V \frac{L}{D} \ln \frac{W_1}{W_2} \quad (10-9)$$

式中  $W_1$  和  $W_2$  各为巡航飞行初始时刻和终了时刻的重量值。在同温层，音速是常数，所以通常将布雷格特公式中的速度  $V$  用马赫数  $M$  和音速  $a$  的乘积来代替，这样作比较方便。其优点是空气动力参数和通道参数是马赫数的函数而不是飞行速度的函数，因此

$$R = I_t M a \frac{L}{D} \ln \frac{W_1}{W_2} \quad (10-10)$$

飞行器的空气动力学、热力学和重量参数可通过布雷格特公式和式(10-6)积分求得。相应于三个飞行阶段，即爬升和加速阶段、巡航阶段以及末段飞行阶段，将燃料载荷也分为三个部分是较为方便的：

$$W_{\text{燃料}} = W_{\text{燃料, 爬升}} + W_{\text{燃料, 巡航}} + W_{\text{燃料, 末段}} \quad (10-11)$$

爬升和加速所需的燃料重量往往是整个冲压发动机初始重量的一个固定分数。对典型飞行器来说，这个分数与其大小和总航程无关。这种对进行初步分析有利的情况可以使之更加合理，就是认为加速用的燃料或动能变化所需的燃料取决于被加速的总重量。同样，爬升表示位能有变化，因此，所需的燃料还是取决于初始重量。克服阻力所需的燃料也与初始重量有关，因为当组装紧凑程度固定不变时，重量越大需要的导弹体积也越大。因而，增加初始重量意味着增加阻力。在缩放时，会带来一个小的误差，那是因

● 式(10-9)、式(10-10)、式(10-21)、式(10-22)和式(10-23)中的  $\ln$  原书都误为  $\log$ 。——译者



为重量与飞行器直径的立方成比例，而阻力则近似地与直径平方成比例。对一架具有典型构形的飞行器来说，用于爬升和加速的那部分燃料的实际值，大约是冲压发动机级初始重量的百分之五。这架飞行器必须很快地被助推到接近飞行速度，而且还要在高空工作。

应该对末段飞行阶段的燃料留有余量。如果飞行允许有一些减速，对俯冲弹道，发动机所消耗的燃料量通常可以忽略不计。但是，如果俯冲后接着是低空水平飞行，则需要有较大的燃料储备。因为从一个油箱中将全部燃料抽尽是不现实的，所以必须有额外的燃料余量。这个重量在全部飞行中是作为净重项目而携带的。这些不可利用的燃料在一个设计得好的油箱中通常只占全部重量的很小一部分。

为了把爬升和末段飞行阶段的燃料余量计入布雷格特公式，需要下面的方程：

$$W_1 = 0.95W_0 \quad (10-12)$$

$$W_2 = W_{\text{有效载荷}} + \left(\frac{W_s}{W_0}\right)W_0 + \left(\frac{W_{r1}}{W_0}\right)W_0 \quad (10-13)$$

$$\frac{W_1}{W_2} = 0.95 \left[ \frac{W_{\text{有效载荷}}}{W_0} + \frac{W_s + W_{r1}}{W_0} \right]^{-1} \quad (10-14)$$

将上式代入布雷格特公式，得

$$\frac{W_0}{W_{\text{有效载荷}}} = \left[ 0.95 \exp\left(\frac{-R}{I_s M a \frac{L}{D}}\right) - \frac{W_s + W_{r1}}{W_0} \right]^{-1} \quad (10-15)$$

利用前面的关系，还可以得到一种通常有用的表达式

$$\frac{W_0}{W_{\text{有效载荷}}} = \left[ \frac{W_2}{W_0} - \left(\frac{W_s + W_{r1}}{W_0}\right) \right]^{-1} \quad (10-16)$$

对四种不同的航程要求和两个不同的分数值，用式(10-15)计算，其结果示于图10-11，所谓分数值是指结构重量和末段飞行阶段所用燃料重量之和占总重的分数。布雷格特公式的解适用于在同温层巡航飞行的任何一种动力装置。事实上，这种动力装置与飞行器无关的情况，正如机车与它的列车的关系一样，其概念是相同的。在此情况下，具有很大的“升阻比”和高的“比冲”就可能用少量的燃料远距离运输大载荷。在图10-11的基础上，可作某些推广。很

显然，如果 $I_s M L/D$ 等于25000而不是8000~10000，则对1250海里航程的飞行器就有可能大量地减少重量，但超过此点，获得的好处则逐渐递减。同时也很明显，当航程要求增加时，要得到超过曲线的“拐弯点”的 $I_s M L/D$ 值就逐渐增大。同样的道理也适用于当结构重量占总重的分数有变化的情况。事实上，对1250海里航程的飞行器来说，如果要减小体积和重量，可能用减少结构重

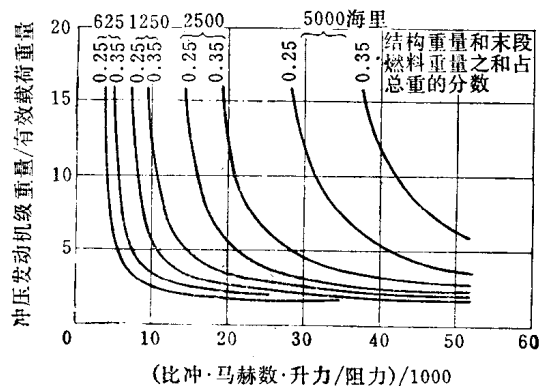


图10-11 冲压发动机级重量随有效载荷和布雷格特参数而变化的关系曲线