

冲压发动机的调节问题



国际航空杂志社编

1960.3. 北京

編者按：

調節系統，特別是供油自動調節系統，是超音速沖壓發動機及其附件設計中的主要問題之一。由於目前有關這個問題的資料很缺乏，所以我們從英美近年來的研究報告以及航空刊物中，選輯了一些比較有價值的資料。內容包括調節系統與沖壓發動機性能的關係，沖壓發動機所採用的若干調節技術及調節方案，供油自動調節問題，沖壓發動機及飛行器的綜合速度調節，以及與調節系統有關的沖壓發動機動力特性等幾方面，以供有關方面參考。

目 錄

1. 冲压式导弹的調节系統..... (1)
2. 冲压发动机的調节..... (5)
3. 冲压发动机的調节系統..... (17)
4. 冲压发动机的油气比調节..... (27)
5. 冲压发动机的燃油控制..... (30)
6. 冲压发动机与导弹的綜合速度控制..... (43)
7. 冲压发动机的速度調节技术..... (56)
8. 冲压发动机的动力特性試驗..... (66)

冲压式导弹的调节系统

美国马夸特飞机公司的调节系统及附件工程师詹姆士在1953年10月的美国自动工程协会的会议上曾就假想的冲压式导弹分析了调节的问题。下面是美国航空时代杂志对该论文所作的摘要。

多数用冲压发动机推进的飞行器是无人驾驶的。因而增加了调节系统的复杂性，以代替驾驶员的作用。为了在保密的限制内探讨这方面的一些物理限制，可以看一下安装假想可调节尺寸冲压发动机的假想导弹。

假想导弹 假设导弹为由地面发射的无人歼击机，用一台冲压发动机推进。它的飞行轨迹如图1所示。由一台助飞火箭帮助冲压发动机将导弹推进到 $M=3$ 。大约在发射后6秒钟内，在3000米高度达到这样的 M 数。

以后导弹只靠冲压发动机推进，爬升至24000米。此时它转为水平，并以 $M=3$ 巡航。在导弹追踪系统尚未发现目标之前，导弹依靠惯性导引系统飞行。发现目标之后，假设目标开始作机动飞行企图躲避，于是导弹也相应地作机动飞行，直至击中目标。

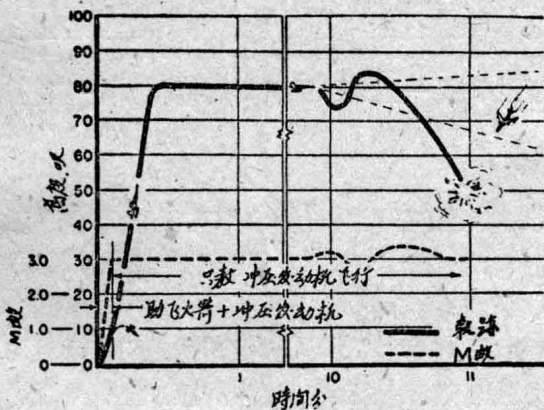


图1 假想地对空冲压式导弹的飞行路线

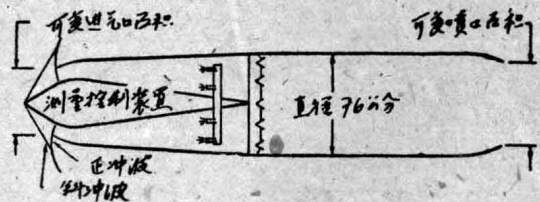


图2 假想的可调节冲压发动机

为了提供足够的推力以使导弹能由强烈机动飞行中恢复，并且也为了帮助助飞以使所需的火箭发动机燃料能够减到最小。假设冲压发动机的几何尺寸可以完全调节（图2）。进气道和尾喷管都可以连续变化。

平均推力值 在计算发动机的重量时，假定发动机推力与重量之比为50。这是若干公布数据的平均值。按照这样的比值，发动机的重量约为570公斤左右。发动机重量与调节系统设计的关系并不大，除非在考虑发动机的巨大功率与振动之间的关系以确定振动时。

利用这种假定的发动机和导弹的组合，再加上公布的耗油率和推力系数的数据，就可以推导出发动机及燃油系统的某些物理特性。

	3000米 M=3	24000米 M=3
馬力	370,000	200 最大推力的15% 巡航功率
耗油量	20kg/秒 最大推力 180个柱塞级发动机	0.12kg/秒 115% 最大推力
总温	595°C	415°C
总压	18kg/cm ²	0.74kg/cm ²
最大振动	5g, 1000周/秒 频率范围0-1000	2g, 1000周/秒 范围0-1000周/秒
最大连续加速度	25g	7g

图3 冲压发动机调节系统低空和高空的物理工作条件

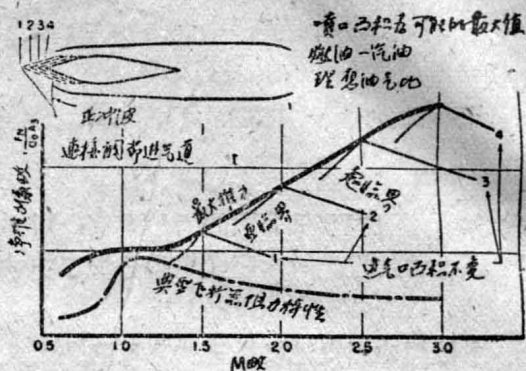


图4 进气道几何尺寸变化对推力的影响

首先，中心体内能够容纳测量控制装置的总空间约为0.125米³。比目前应用中数值的二分之一还要小一些。因此，燃油泵系统、油量控制系统、燃油分布系统、必要的活门、以及各种数值的测量控制装置必须安排在0.057米³空间之内。

压缩燃油泵 如果把现有涡轮喷气发动机和冲压发动机的调节系统加以比较（虽然并不是完全恰当的对比），并按照燃料容积比例放大涡轮发动机的调节系统容积，那么多少可以看出在这两种发动机上空间问题的不同。按照上述考虑，涡轮喷气发动机油量控制装置本身就将估据2.84米³的容积。同样的，燃油泵系统也必须压缩成小的容积。

图3大致表示了发动机调节系统所可能碰到的物理工作条件范围。图中选择了两个工作点。一是高度为3000米，M=3，发动机为最大推力。另一点是高度为24000米，M=3，推力降低到为保持水平巡航所必需的数值。

在3000米高度时，由图中可以看出，马力的370000。

低空耗油率 在24000米高度时，马力的降低到2000。这是维持导弹水平飞行所需要的数值。在低空保持最大推力时，耗油量约为20公斤/秒。在24000米时，耗油量降至0.12公斤/秒。这说明燃油系统所需控制的油量变化范围很大，约为165比1。

在3000米高度上空气总温约为595°C。在24000米高度时降至415°C。由于这是可能碰到的最低温度，设计者必须做测量控制装置能进行冷却或者能承受极限温度的试验。空气总压、或者说围绕测量控制装置的压力在由3000米高度到24000米高度时，将由18公斤/厘米²变到0.74公斤/厘米²。

这些压力极限值并不是非常大的。不过，如果将这些压力用于测量目的，则由于压力变化范围达25:1，就对如何保持良好准确性提出了问题。

振动 测量控制装置的振动是一个很严重的问题。这主要是由于冲压发动机的功率重量比很大。例如，在3000米高度时，约为650马力/公斤。

在低空条件下，振动高达50g，1000周/秒。也发现过很低激振振幅，频率达1500周/秒的数值。在24000米高度上，降至2g，频率范围不变。在助飞火箭影响下时，连续加速度最大。在我们所假定的例子中可达25g。在24000米高度作自由飞行时，7个g可代表实际中的最大值。

連續加速度通常并不引起严重的結構問題。但是它們却对測量准确度造成了困难，因为它們对燃油調节系統的活动部件有影响。由此可见，冲压发动机燃油調节系統所处的工作范围要比現有渦輪噴气发动机严重得多。

性能要求 利用上述假想的发动机还可以对冲压发动机性能的要求获得一些概念。图4表示只調节进气道几何尺寸时发动机的推力性能。从这里可以得出若干关于調节要求的結論。

冲压发动机的超音速扩压器只有在位于或接近临界工作点时效率最高。在亞临界工作状态下，将引起很大的阻力，因而降低了净推力。

在高M数时，在亞临界工作范围内，会发生扩压器不稳定現象，或者叫“喙鳴現象”。超临界工作将造成过分的扩压器損失，降低总压恢复，从而使净推力下降。从图4可以又一次看出，对于一个有利的油气比（这个比值应能保証最大放热量）說来，几何尺寸不变的进气道只能在一个M数下获得临界工作状态。在其它M数时推力都要降低。

折衷作法 因此，必須采用可以完全調节的进气道，才能获得最大推力。如果进气道不可調节，設計者必須在发动机工作范围内的某些点上采取折衷的作法。正如前面所指出的，在飞行器軌迹的追踪阶段，为了重新加速，所有的剩余推力都将是必要的。

如果已經选定了图4中相当于位置1的进气道。假定此时在 $M=1.5$ 时能够有足够的推力加速。但它却不可能达到巡航M数。如果取位置4，則对巡航M数的飞行状态說来是有利的，但是飞行M数降低到2以下时，却无法恢复巡航M数。

因此，对于某一选定的任务說来，最好是使进气道的进口面积能够連續变化。本文中并不打算选择最有利的調节参数，僅在于指出調节系統的主要作用。所以在这里我們只限于指出需要改变进气道位置而不討論其輸入参数。

噴口几何尺寸的調节 图5表示了噴口几何尺寸的調节对冲压发动机推力的影响。首先，讓我們考虑导弹已达 $M=3$ ，发动机以理論油气比工作，进气口面积适于最大推力的情况。显然此时剩余功率很大，因此尾噴管是用来减小推力。

如果尾噴管关小至位置2，推力将随着临界工作油气比同时下降。在减小推力时，最好是使发动机能保持临界工作，因为在这时冲压效率最高，因而耗油率最低。

如果尾噴管繼續关小，燃油流量也繼續减小。最后在达到位置5时，发动机将在临界点工作，油气比略高于0.01。这又提出了一个調节系統要求，就是說，可以在必要时改变尾噴口面积以减小推力。

两个基本調节型式 这里提出了調节系統設計师所必須完成的两种調节任务。一是在飞行速度低于巡航速度时保証最大推力。一是保証中等推力以限制飞行速度。这种作用可以拿来和渦輪噴气发动机对轉速和排气温度的調节相对照。

正如在渦輪噴气发动机上一樣，冲压发动机的燃油系統也須有許多限制。

图6是图4和图5的組合，同时表示了发动机的限制，它表示与助飞火箭脱离后，假想发动机的性能。

調节的限制条件 假定助飞火箭在 $M=0.6$ 左右时与导弹脱离。此时冲压发动机必須点燃。这就是第一个調节限制条件。这是因为，发动机的点火范围通常比工作范围窄得多。

所以，調节系統必須将油气比限制在一个很窄的范围内。在点燃以后，再将油气比增加到理想数值。

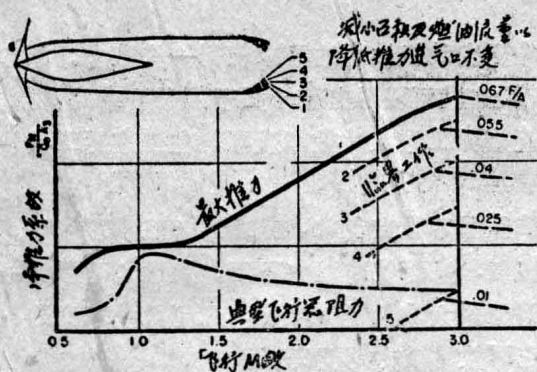


图5 喷口几何尺寸调节对推力的影响

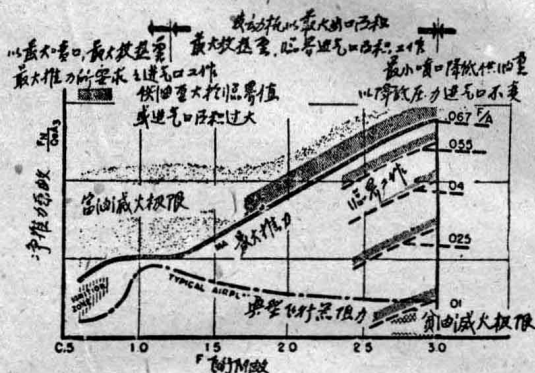


图6 冲压发动机的限制

在飞行M数增加的过程中，必须防止超过富油极限，因为为了使发动机能发出最大推力，必须使其在很靠近富油极限处工作。

当发动机以最大推力工作，导弹的飞行M数不断增加时，大约在M=1.7左右，就将碰到另一个限制条件。此时很可能发生“嗡鸣”现象，这是由于扩压器出口反压过高而造成的，正如在涡轮喷气发动机上压气机出口反压过高时，产生压气机的喘振现象一样。如果这时尾喷口面积太小，则油气比值就将显得太大，扩压器就将产生强烈的气流脉动以致损坏发动机，或者使燃烧室灭火。

当达到巡航M数时，就应靠关小尾喷口的办法来降低推力。此时不会产生富油灭火，但是仍然存在产生“嗡鸣”现象的危险。

如果推力继续降低，还可能碰到另一个极限条件，就是贫油灭火极限。由于这将发生在推力小于飞行器阻力时，所以这种情况只有在超速时，或者在为使飞行器减速而过分地降低了推力时才会碰到。

马夸特公司所采用的一种不调节发动机几何尺寸的油量控制器就是为解决上述任务以操纵几何尺寸不变的冲压发动机的飞行工作状态。控制器重5.9公斤。燃油流量8.2公斤/秒。

超速调节 上面只限于讨论有关发动机调节系统。由于在大多数采用冲压发动机的飞行器上都没有驾驶员。所以发动机的调节系统还有一个任务，就是要限制飞行器的最大速度，即所谓超速调节。

在上述几何尺寸可调节的发动机上调节推力的系统通常与一飞行速度传感器相连，组成调节循环回路，使推力能够随M数变化。具体的结构形式要取决于许多因素，包括所希望的机动飞行恢复率，飞行速度以及导引系统的要求。

当发动机的几何尺寸不可调节时，可以用下述两种方法之一来保持稳定的飞行速度。

(1) 采用尺寸较需要数值为大的发动机，按照飞行速度的变化改变油气比。它适用于地对空拦截导弹。此时往往需要大的剩余推力，以便保证在高度不变时重新加速。为了保证大的剩余推力，就须使航程受到一定的影响。

(2) 用气动力或重力作用来稳定飞行速度，这样作是为了保证最大航程。

以上只讨论了发动机和导弹在稳定飞行时的调节要求。由于本文篇幅所限，在这里只谈了由于机动飞行扰动所引起的调节系统动力特性问题以及其他的问题。

不过，从上述已可看出，这种300000匹马力的发动机已对调节系统提出了新的要求。而由于冲压发动机在高速飞行中具有很大的潜力，所以多花些力量来解决这些调节的问题是值得的。

Aviaton Age Nov. 1953

冲压发动机的调节

馬夸特飞机公司冲压发动机控制系统的分析部份

——W. H. Henley

引言

本文的目的在于简要地说明冲压发动机在控制方面的主要特性和概述冲压发动机控制系统。文章主要是谈问题的性质和基本设计考虑的物理知识。

一个工程师若要胜任指定用途的控制调节系统的设计工作，必须掌握：1)所要控制的过程，2)对控制装置的实际要求和限制条件，和3)控制技术及实际经验。冲压发动机控制系统的設計，作为控制工程的一个具体例子，要求具备以下条件：

1.精通冲压发动机气动力学，包括基本发动机循环的特性，发动机部件性能对整个发动机性能的影响，以及能够利用来指示工作状态的内部参数和外部参数等。

2.透彻了解任务要求，因为由此可决定发动机的性能要求，可能的控制动力源，以及控制元件所必须适应的外界条件范围和工作范围。

3.具有控制分析技术的可靠基础，同时博知气动、液压和电子控制装置的技术状况。

发动机简介

冲压发动机的简单形状如图1，由扩压器、燃烧室和尾喷管组成。扩压器使空气的一部分动能（相对于发动机）恢复成动压形式，在燃烧室中喷入燃料并进行燃烧，烧燃产物通过尾喷管膨胀到外界压力。从气动力学观点讲，发动机的净推力是由于被发动机加于空气的动量的增加而来的。进入发动机的质量流量差不多等于发动机排出的流量（不算溢流漏气损失，放气，和加入的燃烧成份），因此动量的增加是由排气速度超过进气速度的部分（往燃烧室加入热量的结果）而引起的。从热力学来看，冲压发动机的工作过程接近于布雷敦 (Brayton) 循环，此循环的组成部分是：绝热压缩，定压加热，绝热膨胀至低压，在发动机外界定压下冷却。

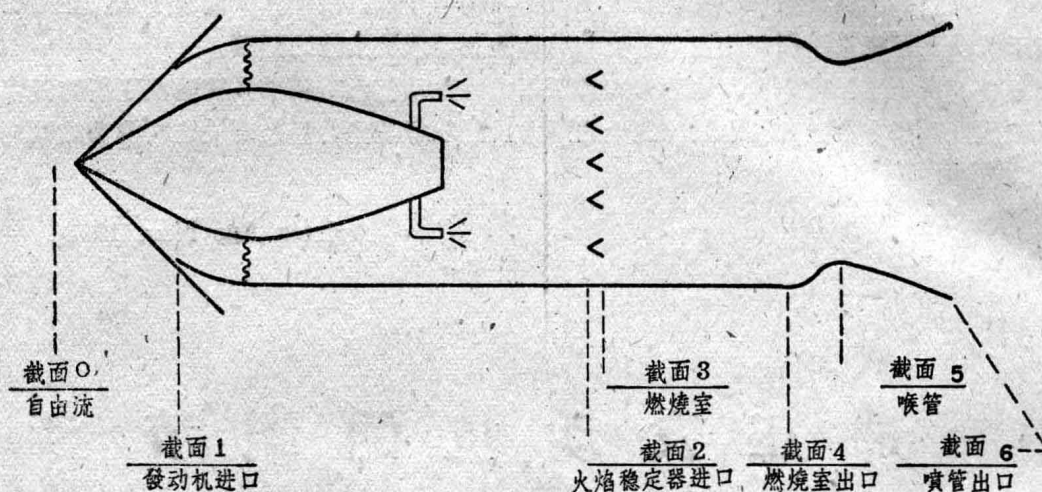


图1 冲压发动机简图

进 气 道 特 性

冲压发动机进气装置决定发动机的两个最重要的变数：最大自由流压力恢复和发动机空气流量。已研究的超音速扩压器设计方案有好几种，其中包括正冲波进气道，单斜冲波进气道，多斜冲波进气道，等熵进气道，和倒拉瓦尔管式进气道。所有这些进气道的任务都是使进气流减速至低亚音速，同时要阻力尽可能小，总压损失尽可能小。减速空气流的显明方法是使气流通过一道正冲波。这种进气道适用于跨音速和低超音速飞行，但是当冲波 M 数超过1.5左右时通过正冲波后的总压损失迅速增大。在 M 大于1.5左右的条件下，一般的可行方法是使进气流通过一道或几道斜冲波，以减速气流至低超音速，然后通过一道正冲波并经过亚音速扩压。当斜冲波数量增多而正冲波 M 数减小时，总压总损失减小。限制情况是斜冲波数量无限多和正冲波 M 数等于1（即无限弱正冲波）的等熵压缩。但是，在接近最佳工作状态时稳定性和阻力的问题严重化，（这类的矛盾看来好像成了自然现象中的一般规律）因此进气道的设计通常是采取基于具体使用要求的折衷形式。

在本文中着重讨论单斜冲波扩压器，它概括了各型进气道的一般原理。此扩压器示于图2，中心锥体的锥尖伸出整流罩外，这样气流进入时在锥尖产生一道斜冲波，气流经过此斜冲波并通过整流罩与锥体间的环形喉部进入发动机。刚刚通过斜冲波以后，气流还是超音速的。因此为了满足要气流以亚音速进入燃烧室的要求，在流程中的某一点必须有一道正冲波。图2表示可能的正冲波状态。图2a表示亚临界工作情况：正冲波位于整流罩的前面，这会在冲波与整流罩边缘之间产生亚音速溢流。图2b表示正冲波正好与整流罩边缘相切的临界情况。图2c中正冲波在亚音速扩压器段内整流罩边缘的后面，这是超临界情况。亚音速扩压器是扩散形通道；所以显而易见，正冲波愈是位于它的下游，正冲波处的 M 数就愈高，随之通过正冲波的总压损失也较大（如图2d）。由于在给定的外界工作条件下通过斜冲波的总压损失是一常数，所以这种进气道的总压恢复决定于正冲波，而正冲波的作用像

減压活門一样，自动向燃烧室供給所要求的压力。在临界工作情况下，进气道的总压恢复系数最高，因为这时的冲波M数最低。因此，临界情况提供了燃烧室可能利用的压力的限制因素，从而临界压力恢复系数是超音速扩压器設計的优越程度的指南。

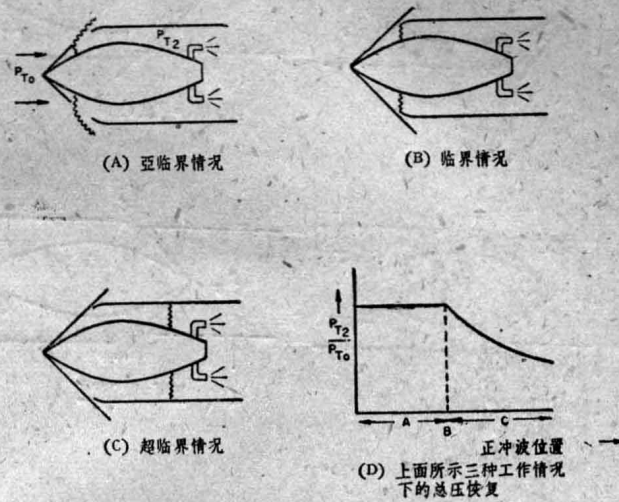


图2 进口工作条件

进气道控制的第二个变数是发动机的空气流量。发动机空气流量的公式可写作：

$$W_a = \frac{A_o P_o m}{\sqrt{T_{to}}}$$

式中 W_a ——发动机空气流量

A_o ——进入发动机的空气自由流管面积

P_o ——自由流静压

m ——流量参数，即对于自由流M数和 r 的函数

T_{to} ——自由流总温

通常为了計算便利起见，将自由流管面积与整流罩边缘投影面积之比 A_o/A_c (进气面积比) 作为无因次项列入。由于对于几何形状不可調节的发动机而言整流罩面积是不变的，所以发动机空气流量公式可写作：

$$W_a = \frac{(A_o/A_c) A_c P_o m}{\sqrt{T_{to}}}$$

进气面积比可以作为一定M数范围内自由流M数的函数（不考虑冲角或偏航等短时附加影响）经过計算或实验求得。单斜冲波扩压器进气面积比与M数的关系曲线示于图3。这种扩压器的进气面积比在开始时很小，随着M数的增加而加大直到面积比等于1（形成与边缘相切的冲波），随后此面积在增高的M数下保持为常数。图3a、b和c表示进气道的各个不同工作状态及其特性。当发动机在亚临界情况工作时就脱离上述理论情况，因为如图3a所示在冲波和整流罩之间发生了亚音速溢流。

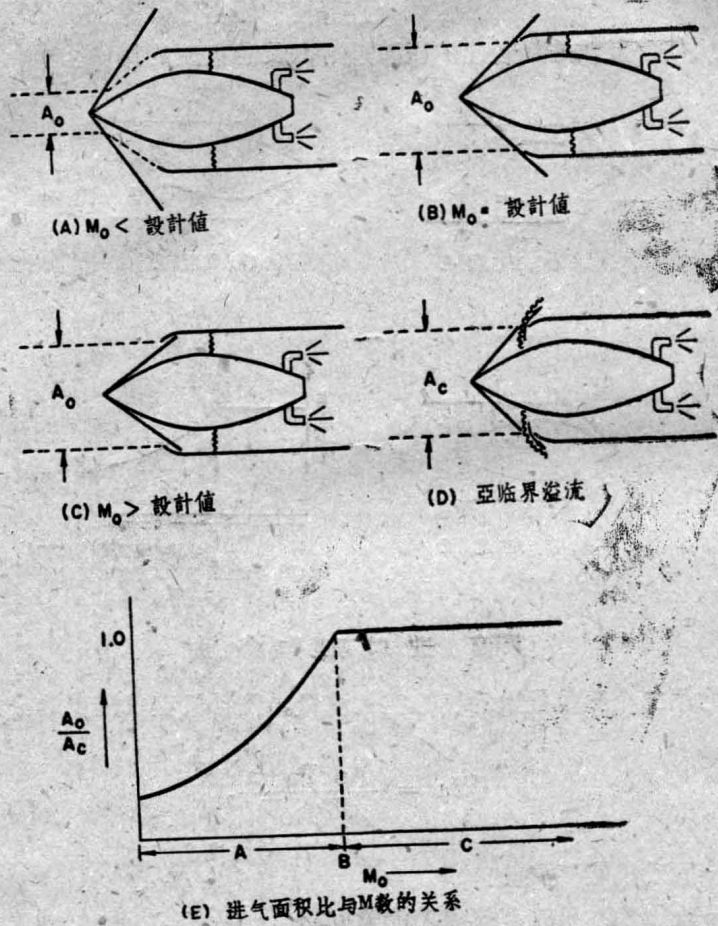


图3 进口面积特性

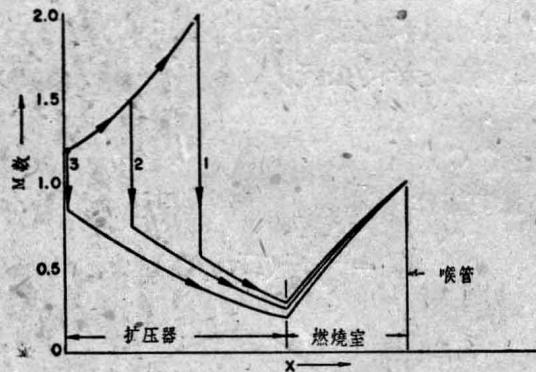
超音速进气道只有一个限定的亚临界工作适用范围，因为随着M数的增大喘鸣现象变得严重起来。这种现象使正冲波从进口内立即退到进口外，喘鸣现象的一个特点是具有大的压力颤振，这可能造成发动机结构的损坏和（或者）燃烧灭火。

燃烧过程

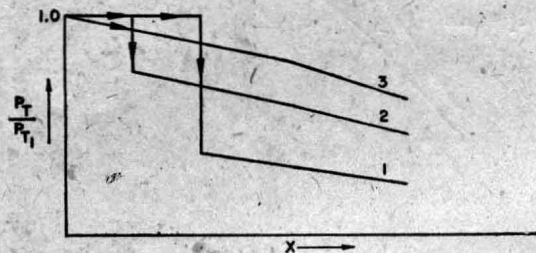
冲压发动机燃烧室的作用是给流过发动机的空气加热。在普通发动机中，是用将燃料喷入发动机内气流中并使燃料和空气的混合物进行燃烧的方法来完成加热的。燃烧室结构形式有许多种，但是一般都具有下列共同部份：1. 一个或若干个雾化和喷射燃料用的喷嘴；2. 火焰稳定装置，用以减缓局部气流速度，造成气流扰动，从而稳定火焰；3. 化学能或电能点火源（自燃燃料冲压发动机除外）；4. 截面积大致不变的燃烧室；5. 尾喷管——在少数情况下可能仅仅是燃烧室的继续。此外，大多数冲压发动机还有预燃室，设计预燃室的目的是为了造成不受主燃烧室内油气比变化的影响的稳定火焰源，从而获得和保持较之只用主燃烧室时可能得到的燃烧条件更为满意的燃烧条件。

除几何形状外，影响燃烧过程的主要因素有：1. 进入燃烧室的空气的温度，压力和速度；2. 油气比。燃烧问题的重要参数已用理论和实验方法确定，它们作为上述变数的函数的形式表明燃烧的限制条件。这些关系表明，限制燃烧的主要因素是温度和压力下降，速度增加和油气比从化学当量比开始增大或减小。总的说来，燃烧效率随着压力的增加和油气比的增大（至稍大于化学当量比）而提高，随着温度和速度的增加而降低。在这几个变数中，燃烧室进口温度按一级近似计算时，只是外界条件和M数的函数。燃烧室进口压力和速度是上游几何形状和油气比函数。

如果将理想气体定律 $P/\rho = RT$ 应用于经过燃烧室轴向运动的气体元素，那么可看出：密度 ρ 与温度 T 成反比例变化，因为压力 P 和气体常数 R 大致为常数。为了满足连续方程 $W_a = \rho AV$ ，气体速度应随着温度增加。进气速度为亚音速时，不变面积通道内加热的条件下可能获得的最大M数是1。因为在正常工作条件下尾喷口是闭塞的（即音速喷口），所以根据上述要求，进口气流状态应能自动调节，以便当加入热量增加时燃烧室进口M数下降，当加入热量减少时燃烧室进口M数增高。可以满足这种要求的方法表于图4a。图中曲线1表示超临界工作情况下发动机内气流M数在各个轴向截面的变化。假设起动时进气流在整流罩边缘处的M数为1.2，当气流向扩压器扩散段运动时M数则逐渐增大，通过正冲波时急速下降至亚音速，随后在扩散形通道内继续下降直到燃烧室进口等截面段处M数下降为0.235。由于加入热量，在燃烧室内气流再加速，燃烧室出口时为 $M = 1$ 。曲线2表示加入热量增加，表示的形式是由燃烧室进口至喷管喉部一段的M数增量增大。



(A) M数随加入热量的变化



(B) 总压随加入热量的变化

图4 发动机内部M数和总压的变化

这种加热方式要求燃烧室进口M数达0.25。为此，气流将自动调节正冲波向扩压器前面移至一定的位置，当正冲波在此位置时将引起(1)在扩压器始段M数的增大；(2)通过正冲波时M数的下降(3)接近扩压器出口时M数缓缓减小，这些变化的总和能保证在燃烧室进口具有所要求的M数。曲线3表示临界加热的M数变化情形，相当于正冲波与整流罩边缘相切的情况。如果加入热量再增加，则正冲波退到进口外，并在正冲波与整流罩之间引起溢流，以满足燃烧室进口的要求。

燃烧室进口压力也是决定于加热量，如图4b所示，曲线1、2和3表示对应于M数变化曲线1、2和3(图4a)在同样几个截面上发动机内总压变化的情况。此图表明，燃烧室压力随着加热量的增加而增加。事实上可以有另一种考虑加热对扩压器性能的影响的观点，即是扩压器内正冲波应处在能保证燃烧室所需压力的位置，以满足发动机进口与喉管之间的连续方程。

应用到控制问题，上述加入热量一项须以燃料消耗量或油气比来代替。实际温度增量的计算在某种程度上由于解离效应和气体比热变化等因素而变得复杂化，并且往往要利用燃烧图。但是从定性研究来看，可以不考虑这些情况，而用下述简单方法表示加入热量和温度增量的关系：

$$Q_{ad} = W_f H_v \eta = (W_f + W_a) C_p \Delta T.$$

式中 Q_{ad} ——单位时间内加入热量(大卡/秒)

W_f ——单位时间内燃料重量(公斤/秒)

W_a ——单位时间内空气重量(公斤/秒)

C_p ——压力为常数时的平均比热(大卡/公斤 $^{\circ}C$)

H_v ——燃料的低热值(大卡/公斤)

η ——燃烧效率

ΔT ——温度增量($^{\circ}C$)

因与 W_a 相比 W_f 极小，故可写作

$$\Delta T = \frac{W_f}{W_a} (H_v \eta / C_p)$$

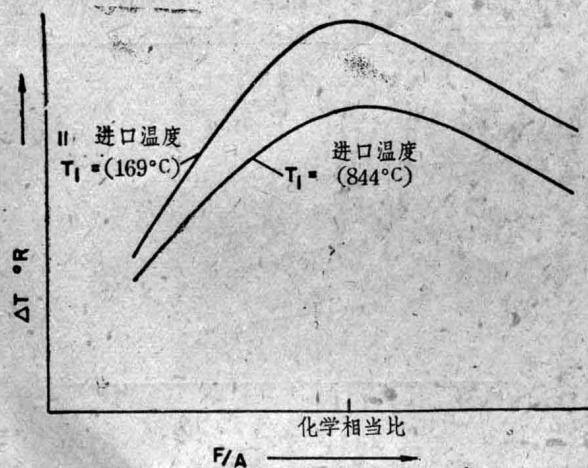


图5 理想的温度升高

此等式說明，如我們向來所認為的，溫度增量是油氣比的函數。必須指出， C_p 是進口總溫的函數（比較起來，進口壓力對 C_p 的影響要小得多）。因此當進口溫度增高時，給定油氣比情況下的溫度增量減小。 ΔT 與油氣比的關係示於圖 5。

噴管特性

對於位於燃燒室後面帶有音速喉管的尾噴管來說，上述一般原則基本上不變，只是由燃燒室加速至音速的過程的一部份是由於噴管收斂段的气動力作用完成的。結果對於前面考慮的燃燒室進口 M 數來說，由加熱所產生的 M 數增量應略為減少。反之，對於給定的加入熱量，比如說曲線 1 的加入熱量來說，要求燃燒室進口 M 數比曲線 1 或 2 所示出之此 M 數為低（具體須視喉管面積大小而定）。

單純收斂噴管的效率隨着 M 數（壓力比）的增高迅速下降，因此大多數噴管都具有擴散形後段，這一段的作用照理想看是使燃氣膨脹到自由流靜壓。由於發動機是在一定的壓力比範圍內工作的，所以噴管喉管與排氣口的面積比是具體發動機上基於重量、非設計點工作範圍和設計點噴管效率的一折衷因素。

控制系統准則

確定了沖壓發動機的特性以後，就要決定控制系統和適合控制系統設計要求的附件。沖壓發動機的控制調節設備各不相同，所以在這裡只能談談或多或少具有普遍實用意義的控制調節設備。

控制系統的基本任務是：1. 點火和維持燃燒，2. 保證在加速時有最大可能的穩定推力，3. 保證巡航速度的控制和（或者）不超過結構強度極限。此外，控制系統的作用還在於儘可能降低巡航耗油率，使速度或推力遵循適宜的程序等等。但是這些特殊要求在本文內將不討論。

對於幾何形狀不可調節的發動機，只有燃油流量是可以控制改變的。自然，這需要選擇能感受發動機參數和氣動力參數的裝置，根據這些參數計算所需的燃油流量，進而保證向發動機準確地供給所需的燃油量。必須確定的基本參數是發動機空氣流量。知道空氣流量後就可以設計出根據空氣流量的變化來調節的裝置，以控制油氣比。為了滿足維持燃燒的要求必須使油氣比有一定的限制，保證油氣比不越出燃燒室富油和貧油穩定極限。沖壓發動機一般都是在貧油情況下點火，以便減小點火擾動的危害性至最低程度。因此，在許多應用情況下，貧油極限油氣比同時也是點火控制的基準。

在實際中，通常是使燃油分兩路分別進入預燃室和主燃燒室。預燃室的油氣比大體保持不變，而主燃燒室的油氣比可以調節以使推力和（或）燃燒室反壓的變化符合要求。如果預燃室油氣比在貧油極限，則主燃燒室燃油流量的可調節範圍是由最大到 0，這就是說在貧油極限點工作時可以單獨依靠向預燃室供給的燃油來保持燃燒。

進行加速時保證最大穩定推力的調節，常常是控制系統設計中遇到的一個最困難問題。如前所說，在臨界工作情況下可獲得最大推力。（如果發動機設計成能加入足夠熱量以達到這種狀態的話）。但是對於幾何形狀不可調節的發動機來說，相對於臨界工作情況的加熱量或油氣比就會隨着 M 數、高度、外界氣溫、燃燒效率和發動機尺寸的變化而變化。有兩個方法是可做到的：

(1) 保持富油点固定不变来调节油气比或者作为M数和高度的函数来调节油气比；或
 (2) 采用闭式回路调节装置，用以确定对于发动机临界工作点的偏差并调节燃油流量到这个偏差得以修正的程度。采取第一个调节方法时，必须计算发动机在整个工作范围内的工作状态和确定油气比调节方案，这个调节方案应能在这个工作范围的最坏的点维持略为超临界的工作情况。固定油气比的调节方案意味着在设计点可以达到临界工作状态，而在工作范围的所有其他工作点推力将比可能获得的值为低。如果能找到一适当参数，便可这样安排油气比调节方案，就是在工作状态的广大范围内都可以达到临界工作情况。但是任何调节方案都必须具有一定的“储备”工作范围以保证：即使当尺寸变化、燃烧效率变化、外界气温变化、参数误差和调节误差等这些因素的配合处于最不利的情况时，也不会因此而引起不稳定的亚临界工作状态。实际上，这是对广大M数—高度范围内工作的发动机所提出的相当严格的限制。仅受参数误差和调节误差限制的闭式回路调节方法，是为实际发动机最大稳定推力所最期望的。

速度的调节可能要求感受和保持M数，空气总温或气流速度。这三个要求在10500米高度以上并处于美国前航空咨询委员会所定标准气象条件下时，是彼此等价的。但是由于在实际外界气温可能有显著的变化，所以必须根据任务要求和（或）材料限制决定哪一个速度参数应该保持不变。在本文的讨论中，我们将采用M数作速度参数。

结构限制，一般来说是与预定工作范围的低空动压载荷及高空总温相关的。在许多情况下当预定的爬高线路处在低高度结构限制范围内时，常数速度调节即提供对进气总温的限制。因此在这里对这种为了这一显而易见的而进行的调节不再详谈。

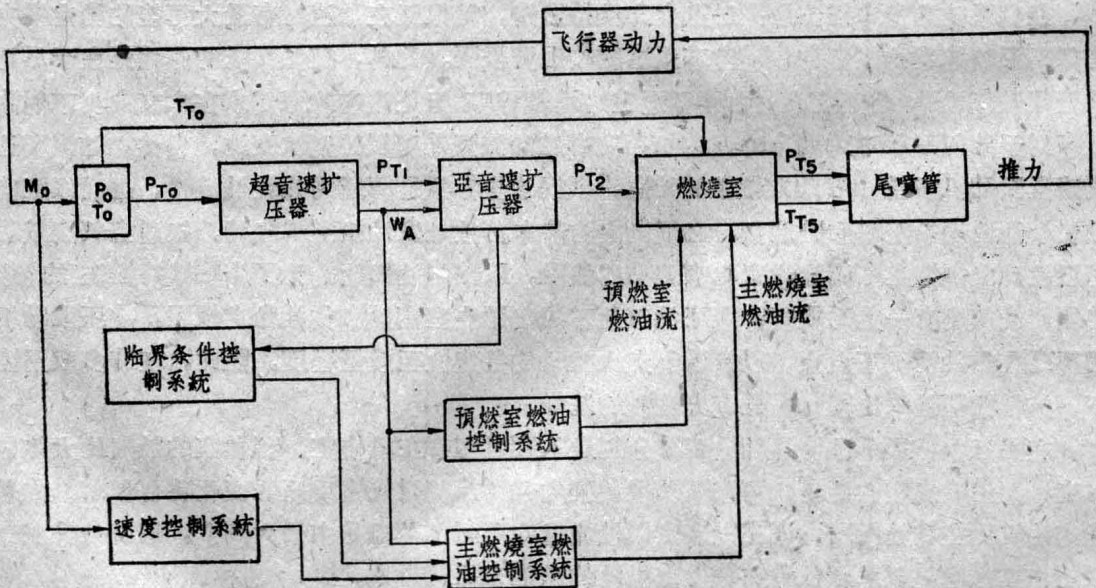


图6 冲压发动机燃油控制系统简图

根据以上所说，控制系统包括计算系统和燃油系统。计算系统接受那些表示为空气流量，速度及临界工作点百分数等变量的函数的参数。燃油系统接受计算系统发出的指令信号，并向发动机供给相应的燃油流量。

参 数

当控制系统的主要任务已经确定，下一步工作就是决定适宜的发动机外部及内部参数，这些参数将发动机状态及其工作状态传感给控制系统。

发动机空气流量是对于控制系统最重要的一个量，因此应予首先考虑。依照理想，应能获得是发动机空气质量流量的固有函数的一个信号。实际上，需要调节一个或几个参数的组合，这些参数在设计点与空气流量相符合，但是在发动机工作范围的边界点与空气流量有十分显著的偏差。例如用 pt_0' 表示带尖锥体扩压器的发动机的空气流量，其情况会怎样呢？如果进气面积比和发动机尺寸是已定的，根据空气流量方程便可作为 M 数和高度的函数来确定发动机的超临界空气流量。空气流量曲线示于图 7。在同图中也表示了，在美国前航空咨询委员会所定标准气象条件下按与 pt_0' 之比为常数的关系所给出的曲线。非标准条件下温度的变化会引起空气流量曲线的变化，因为在给定的压力高度，空气密度是温度的函数，可以看出这两条曲线的重合程度总的来说是满意的，但是在某些情况下，尤其是在 M 数高于冲波与整流罩边缘相切时 M 数的情况下，两曲线就会分离。根据发动机工作范围的不同，可以这样来选定比例常数，就是使得在一特定的工作点上空气流量的误差为最小；或者将此比例常数调整到在一定工作范围内能得到最佳的曲线重合。

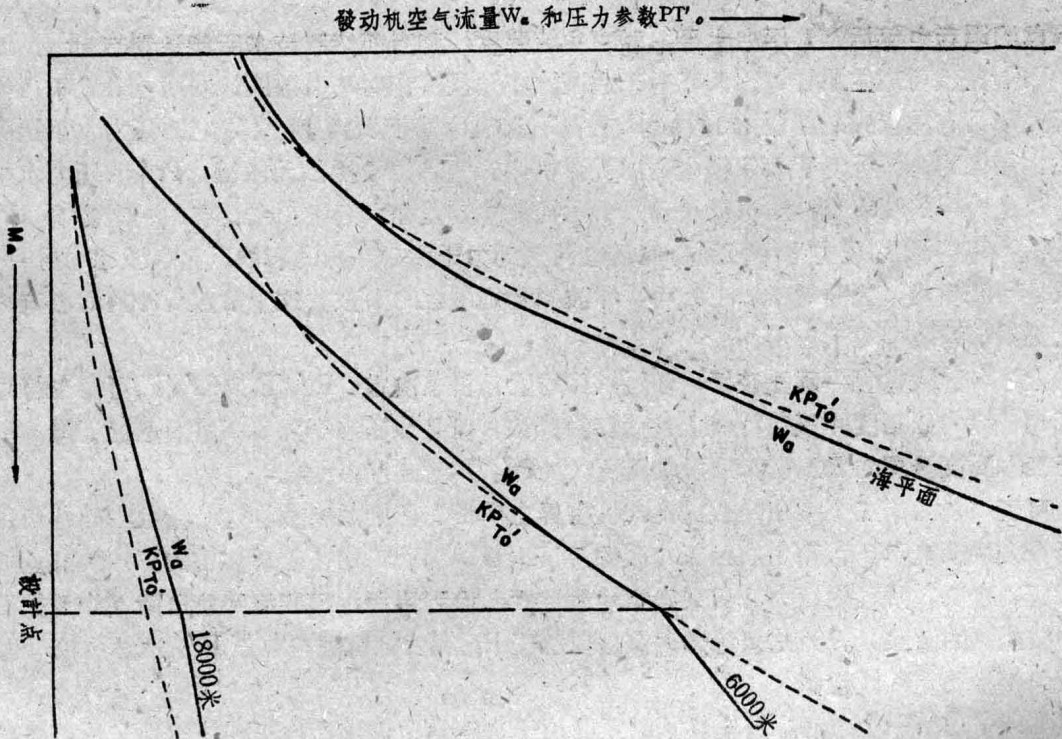


图 7 发动机空气流量参数特性

可能需要的第二个控制参数是 M 数。由于大多数外部压力及一部分发动机内部压力主要是 P_0 、 M_0 和几何尺寸的函数，所以为了测定 M 数可以有若干参数组合形式。例如自由流总

压与自由流静压之比 P_t'/P_0 ，进口总压与自由流总压之比 P_t'/P_t ，自由流总压与锥尖或楔尖静压之比 P_t'/P_0 ，等等。典型压力比参数与 M 数的特性线示于图 8。特定参数的选择取决于发动机的 M 数—高度范围，速度传感器所用的控制函数和必须利用 M 数信号的元件。必

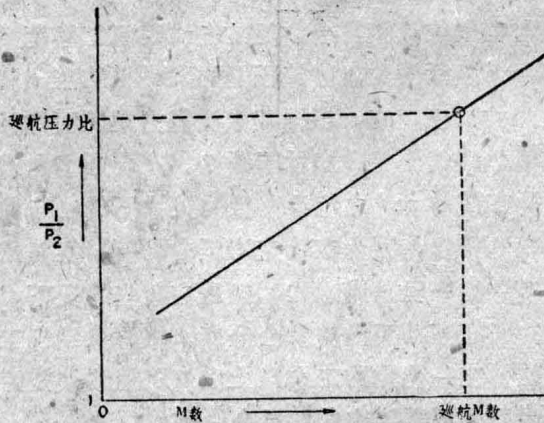


图 8 M 数压力参数 P_1/P_2 与 M 数的关系

须考虑的因素中包括有：压力水平、对冲角敏感度，和当前传感技术所能达到的信号准确度。 P_t' 是最可靠的信号，因为它对于适度的冲角具有相对不灵敏度，同时与发动机几何尺寸无关和具有满意的高度压力水平。 P_0 在超音速流中难于准确测量，它的压力水平是可能压力中最低的，而且对于相邻结构例如导弹机体的气动力干扰极为敏感。 P_t' 的压力水平最高，但是对冲角较敏感，同时受气动力干扰，尺寸容差和发动机工作状态的一定影响。 P_0 比 P_0 容易测量， P_0 的压力水平较高，但是也受气动力干扰和冲角的影响。可以考虑的另一个参数是冲波斜角，因为对于给定锥角，冲波斜角是 M 数的函数。这个参数受冲角的影响并且在比例调节系统中难于应用。

上述各种考虑哪一种比较好，要看具体的发动机来决定。 P_t'/P_0 或 P_t'/P_t 可能在跨音速或低超音速的低高度冲压飞行器上是适宜的参数。但是静压水平随着高度而迅速下降，所以对于工作高度较高的发动机，采用总压比（如 P_t'/P_t ）比较适合。

可能需要的第三个控制参数是发动机临界工作状态程度的指数。这个指数主要地可用下面两个方法来表示：1) 利用通过正冲波的静压增量。为此采用位于所要求的正冲波驻点附近的静压测量头，并且用压力升高来确定冲波位置；2) 利用通过正冲波的总压降（作为扩压器内冲波位置的函数）。为此须对燃烧室进口总压 P_{t2} 和发动机进口总压 P_t' 进行比较，也就是说间接地确定冲波位置。

如果采用第一个方法，可使静压测量孔位于进气道之要求产生正冲波的地方。这样当正冲波位于其要求位置的后面（下游）时，静压孔测得的压力是低压——因为静压孔处在超音速流场内。当正冲波位于其要求位置的前面时，静压孔测得的压力是高压——因为静压孔处在亚音速流场内。在不存在附面层效应的情况下，当正冲波通过静压孔时（如图 9e），静压