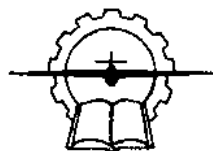


資本主义国家航空科学技术專題綜述

# 火箭发动机的 調节和控制



1960.8.北京

火箭发动机的調节和控制  
(資本主义国家航空科学技术专题綜述)

\*

編輯者： 国际航空杂志社  
出版者： 国际航空杂志社  
印刷者： 四〇紅专印刷厂

1960年8月第一版

## 出版者的話

为了尽快赶上世界先进科学技术水平，各单位都希望充分了解国外的科学技术成就及經驗教訓。根据上級指示和各方面的要求，我們認為立即將資本主义国家近期的航空科学技术成就进行綜合整理是非常必要的，对我国航空科学研究、設計、生产及教学工作均有很大的帮助。从59年起由中国科学技术情报研究所和国际航空杂志社共同負責与有关部門联系，并一起开始动手整理出版“資本主义国家航空科学技术专题綜述”，供大家工作中参考。“航空科学技术专题綜述”包括：空气动力学、飞行器結構、飞机及导弹附件、各类发动机、超音速进气道、噴管、軸向式压气机和渦輪、燃烧問題燃烧和室設計、高空模拟試驗和飞机試驗、航空电气设备、仪表、导航、航空材料、燃料、油料及航空工艺等若干方面。在整理出版过程中，由于各有关部門發揮了高度共产主义协作风格，使这套資料能早日与讀者見面。在最后整理和編排过程中，由于我們水平和時間所限，謬誤之处在所难免，欢迎批評指正。

# 目 录

引 言	(1)
一、 推力向量的調节和控制	(1)
二、 推进剂組成比的調节	(13)
三、 起动过程可靠性的控制	(18)
四、 用小型火箭发动机控制飞行器的飞行姿态	(20)
五、 两个問題	(22)
参考文献	

## 引 言

火箭发动机的調节和控制是火箭技术发展中的关键問題之一。随着洲际弹道导弹、人造地球卫星、月球火箭、以及宇宙飞船的发展，对火箭发动机的調节和控制提出了十分严格的要求，特别是在載人的宇宙飞行方面，发动机的調节和控制将成为十分重要的問題。宇宙火箭或宇宙飞船进入月球轨道所需的推进剂燃尽时的飞行速度約11700米/秒，而它所允許的誤差仅为1.32米/秒，因此，調节和控制問題的改进将明显地增大成功地进入宇宙轨道的可能性、簡化制导設備和改善可靠性。

目前美国在火箭发动机調节和控制方面的发展情况据参考文献2报导是这样的：发动机控制系統的部件，在可靠性和性能等方面，虽有某些改进，但是今后的发展将对控制系統的性能提出更高的要求。这里最大的困难将是这些系統必須在 $-200^{\circ}\text{C}\sim+500^{\circ}\text{C}$ 的温差范围内工作。此外，文献2也認為，目前虽然在性能和可靠性方面已有了某些改进，但是簡化导弹控制裝置的伺服系統，还需要进一步努力。由于部件本身的工作特性，这个問題是困难的。在許多情况下，虽然一个或者几个較小的部件（如电容器等）已被取掉，某些系統也已进行了簡化，但是在全部結構的改进方面还没有根本的变化。

由最近一个时期資本主义国家的文献报导看出，目前他們在火箭发动机調节和控制的发展中主要有以下几个方面的问题。

### 一、推力向量的調节和控制

火箭发动机推力向量的調节和控制主要有推力大小的調节、推力方向的控制和在飞行中使推力在适当时刻中止等三个方面。

#### 1. 推力大小的調节

推力的大小必須根据飞行任务的不同作一定程度的調节，推力的大小可以是恒定的，也可以按一定的規律变化。对于以火箭发动机作为主动力裝置的有人駕駛飞机来讲，調节推力大小的目的主要是为了改善飞机的飞行性能和增加可靠性。对于宇宙飞行器，調节推力大小的目的則主要是限制乘員、飞行器結構及其攜帶的仪器所能承受的飞行加速度。

改变推力的大小可用改变推进剂流量、燃烧室压力或噴管临界截面积的方法达到，因为火箭发动机的推力为：

$$P = mc$$

或者

$$P = C_p \cdot P_i \cdot F_a$$

式中，

$m$  = 每秒推进剂流量；

$c$  = 排气速度；

$C_p$  = 推力系数；

$P_i$  = 燃烧室压力；

$F_a$  = 噴管临界截面积。

改变推进剂流量 $m$ 、燃烧室压力 $P_i$ 和噴管临界截面积 $F_a$ 三者中的任何一个都可以使推力的大小发生不同程度的变化。在推力调节范围很小或要求推力保持不变的情况下，对液体火箭发动机来讲，通常是使噴管临界截面积保持不变而用推进剂节流的方法进行调节，此时一般是以燃烧室压力或推力本身作为调节参数。推进剂节流的方法有二：1. 用推进剂管路中的调节活门改变推进剂流量；2. 靠增减涡轮泵转速改变推进剂流量。当推力的调节范围很大时，为了保证燃烧室的燃烧效率和燃烧稳定性，应采用多燃烧室或改变噴管临界截面积的方法进行调节。对于固体火箭发动机则不管在多大的调节范围内都应改变噴管临界截面积或采用其它方法（例如最近提出的向燃烧室喷射液体的方法）。

用调节开关改变推进剂流量的方法主要是用在气瓶式供应系统的液体火箭发动机上，这种调节系统的示意图如图1所示。推力调节器感受推力讯号 $f$ 或燃烧室压力讯号 $g$ 对调节开关 $c$ 进行调节，推力讯号通过推力测量计 $d$ 测出。

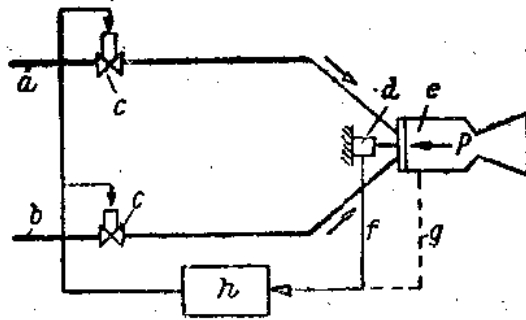


图1 以发动机推力或燃烧室压力作为调节参数时的推自动调节系统

- a. 氧化剂管路； b. 燃料管路； c. 调节开关； d. 推力测量计； e. 燃烧室；
- f. 推力讯号； g. 燃烧室压力讯号； n. 推力调节器。

靠增减涡轮泵转速的方法可对带有涡轮泵供应系统的大型液体火箭发动机的推力进行调节，这种系统的图解示于图2。压力转换器感受燃烧室压力 $P_i$ ，并通过转换器将压力讯号变成电讯号，此讯号与参照值比较之后将误差讯号放大，驱动伺服马达。马达转动过氧化氢

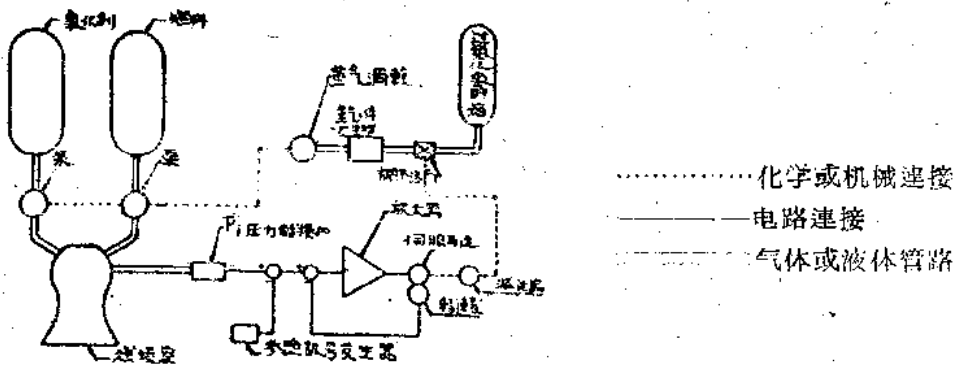


图2 靠增减涡轮转速对推力进行调节的调节系统图

管路中的一个调节活门，从而改变了气体发生器的过氧化氢流量，因此也改变了推进剂泵的转速。在活门中装有止动装置，以防止调节系统失灵时引起发动机失事。此装置只适用于稳定燃烧的情况，其有效范围为燃烧室压力的 $\pm 7 \sim 0.5\%$ 。靠增减涡轮泵转速进行调节的系统，根据飞行任务的要求，其准确度应在 $0.1\%$ 到 $0.5\%$ 之间。

据参考文献5报导，此系统在1956年下半年及1957年曾进行过多次飞行试验，结果表明它能将燃烧室压力保持在所希望的数值上，其误差不超过 $\pm 0.5\%$ 。

对于火箭发动机组，上述系统可对多台火箭发动机的共同工作状态进行调节，此时压力转换器置于几个燃烧室之间（见图3），当各个燃烧室的压力不一致时，压力转换器即输出讯号并与参照值发生器的输出讯号相比较，而后发出相应的电压讯号，并通过伺服机构取得几个燃烧室的共同工作。所用的放大器及驱动马达都与前述系统相似。

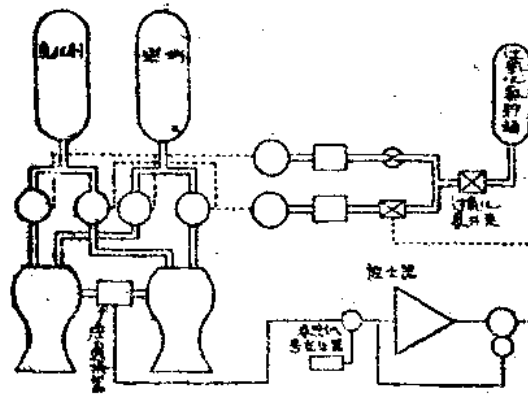


图3 保证火箭发动机组共同工作的推力调节系统

..... 机械连接  
 ———— 电路连接  
 = = = = 铝 管

近来美国本迪克斯产品分公司 (Bendix Products Division) 公开了一种新的液压机械式控制系统的設計。这种控制系统能感受和校正液体火箭发动机燃烧室压力的微小误差。作动器 (actuator) 利用从气体发生器到涡轮的燃气流对流到气体发生器内的推进剂流量进行控制，这样就控制了涡轮转速和流入主燃烧室的推进剂流量。一个可获得准确的参照值的两级压力调节器、一个高增益的压力误差敏感薄膜和一个两级液压放大装置都是系统的重要组成部分。准确度和对载荷的敏感性靠一个伺服系统获得。

在节流式调节系统中，压力开关的设计是一个很重要的问题。美国伺服系统公司 (Servomechanisms, Inc.) 最近提出了一种新的压力开关的设计。据参考文献2报导，这种装置克服了现有的某些装置的不可靠性、不准确性、工作困难和对周围环境的敏感性等缺点。由于压力开关采用了电气操纵，所以它不受能量变化或机械操纵所带来的影响，并且可以精确而迅速地动作。同时它可以承受几千个g的加速度和振动而不失灵。上述装置将用于“土星” (Saturn) 第一级液体火箭发动机的8个燃烧室中。如果压力需要记录成图形以备应用时，就

將訊号通知仪器密封艙使其从飞行器上脫开。

上面列举的节流式推力調节系統，都有一些共同的問題必須予以考虑，这些問題是：

1) 节流对发动机性能的影响：在不改变噴管临界截面积的情况下，降低燃烧室压力的結果，也降低了噴管的膨胀比，因此也降低了发动机應該发出的推力，这个推力的降低对火箭发动机的比冲量是有影响的。这里首先是对循环效率的影响，其次是压力降低对燃烧效率和噴管損失等的影响。

对于第一种影响又可以分两种情况來說明，第一，当火箭发动机在近地面节流时，噴管内將发生相当大的过度膨胀或燃气分离，不管是前者还是后者都將导致热能转换为动能的效率的降低和性能的某些損失，这种情况如图4下面的曲線所示。第二，当发动机在外层空間节流时，从理論上講节流对比冲量沒有影响（图4上面的曲線所示），因为永远也不可能有

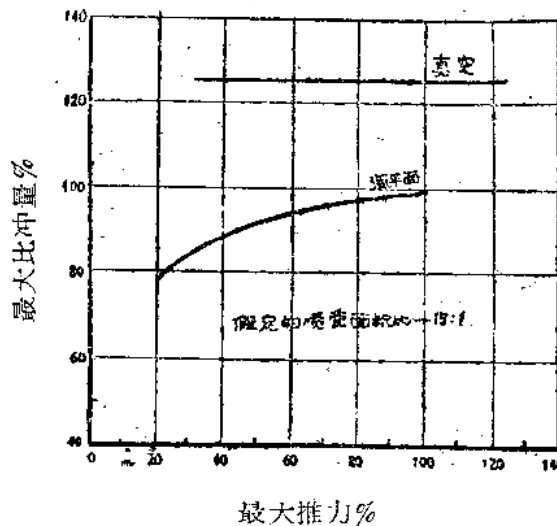


图4 由于推力降低而引起的比冲量的理論变化情况

使压力膨胀到零的噴管，因此不管燃烧室压力降低多少，过度膨胀总是不会发生的，也就是說噴管内的膨胀比和循环效率仍然相同。不过这里要說明一点，气流的分离和产生附面层的影响等都沒有考虑（这个影响实际上很小），所以，上述这种說法是理論的。

对于第二种影响，不管大气条件怎样，燃烧室压力的降低均將延长完成燃烧过程所需的时间，从而减少了完全燃烧的可能性。同时随着整个推进剂供应系統压力的降低，噴射推进剂的可用压力也降低了，因此推进剂的雾化將恶化，并使推进剂混合得不好，这样便导致了燃烧效率的降低和性能的恶化。此外，随着压力的降低而产生的较为严重的解离，將相应地降低效率。图5所示系考虑上述情况时，推力調节对比冲量損失的影响。

2) 节流对燃烧室冷却的影响：通常液体火箭发动机燃烧室的冷却都是將从燃气传来的热量通过附面层和燃烧室壁传给起冷却作用的推进剂使燃烧室壁保持較低的温度，同时作为冷却剂的推进剂的温度在流动过程中相应增高。为了保証火箭发动机的性能，当发动机节流时燃烧室的温度應該維持恒定，但是与此同时冷却剂的流量降低了，因此冷却剂的温度就相应地比不节流时有所提高（見图6）。由此看出，火箭发动机的节流量可能取决于冷却剂的安



全上限温度，所以冷却剂的性质，例如它的热容量，以及在获得热量时的沸腾、分解等性质都将影响发动机的节流范围。

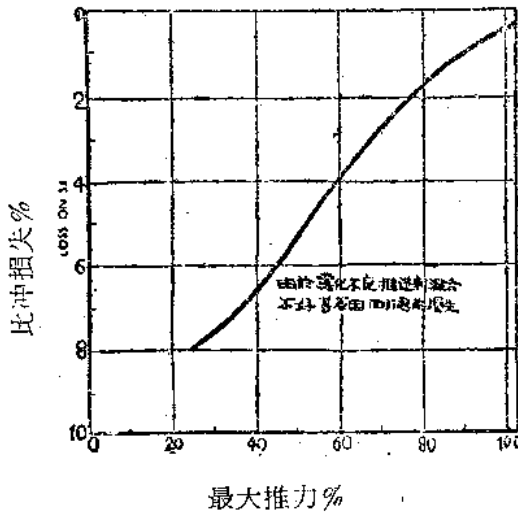


图5 推力调节对比冲量损失的影响

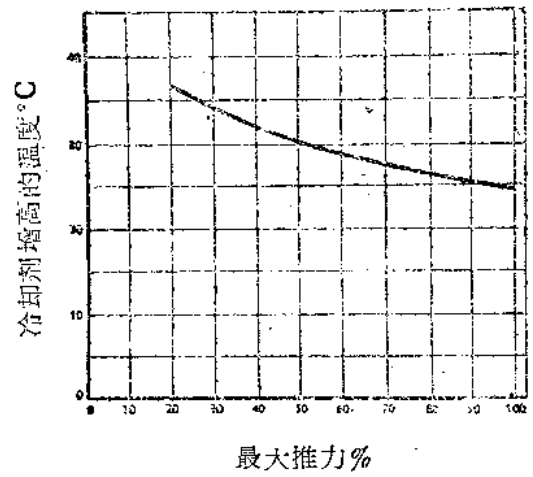


图6 由于推力降低而引起的冷却剂温度的变化

节流对燃烧室冷却也有某些有利的影响。当燃烧室压力降低时，附在燃烧室壁上的附面层厚度增大了，所以通过燃烧室壁传入冷却剂的热量也有一定程度的降低。此外，由于降低压力后，化学反应时间较长，火焰前锋从燃烧室头部移开，承受最大燃烧温度的燃烧室壁面积比较小了，因此也改善了发动机的冷却情况。由于上述原因，对小型液体火箭发动机来讲，不采取其它措施也可以获得相当大的推力调节范围，而不致由于冷却而产生任何严重的困难。但是对于大型液体火箭发动机，则必须采取某些措施，例如，为了在推力很小时降低燃烧温度，有必要调整推进剂的混合比，不可避免地导致某些性能的损失。但是，如果这样作所引起的推进剂消耗很小时，从总的来讲还是允许的。此外，利用一个有部份偏斜喷嘴的喷注系统也可能在燃烧室壁附近获得较冷的气流，或者在推力很低时用推进剂中的组元之一冲洗燃烧室和利用发汗冷却系统获得同样效果而不致引起很大的性能损失。

3) 节流对燃烧过程的影响：当燃烧室压力降低时，由于化学反应时间加长和喷嘴雾化质量恶化，将导致燃烧效率的降低。因此，为了克服上述缺点，当要求的推力调节范围很大时，必须在全推力时具有最大燃烧室压力，保证在最小推力时燃烧室压力不会降低到使燃烧过程恶化的某一数值。这种作法的缺点是增加了发动机的重量，因为要增加燃烧室压力必须增加涡轮和泵的功率，因而需要更大的涡轮泵和比较重的管路和安装座等。这些因素在设计时必须予以考虑。此外，为了提高喷嘴的雾化质量，可以采用分级的喷注器，当需要节流时，减少使用的喷嘴数，这样那些工作着的喷嘴就可能在接近于最佳条件下继续工作。这种系统的缺点是当减小推力时，如果不能利用大流量的喷嘴就有可能产生某种不对称燃烧，因而使燃烧室局部过热而发生故障。上述系统的另一个缺点是管路和活门系统的复杂化，从而增大了发动机重量和降低了可靠性。

取代分级喷注器的是可变孔式喷嘴。这种喷嘴能在较大的流量范围内给出所要求的压力

降特性，因而改善了雾化质量。上述系统虽然本身比较复杂，但是，因为所有喷嘴都能一直进行工作，并能维持均一的燃烧条件，所以它能克服分级喷注器的许多缺点。

节流对燃烧过程的另一个影响是当推力降低时会发生不稳定燃烧的现象，这个问题主要与喷嘴设计和燃烧室尺寸及形状有关。

当推力调节的范围较大或要求燃烧室经常地在最佳状态工作时，应采用临界面积可调节的喷管。此时由于燃烧室与喷管出口截面处保持一定的压力比，并可保持燃烧室的最佳压力，因而燃烧室就可以在最有利的情况下工作。美国海军航空火箭试验站 (NARTS) 目前正在试验一种推力可调节的液体火箭发动机。为了防止燃烧不稳定的危险，这种发动机能在整个调节范围内使燃烧室压力保持最佳值。发动机一方面在喷注器处节流，同时也改变喷管临界截面积。发动机的节流能力可达 20:1，并可用于涡轮泵或气瓶式推进剂供应系统。据参考文献19报导，这种装置将在一年内生产和使用。

喷管可调节的液体火箭发动机见图7，发动机有一个用螺纹与燃烧室头部连接的中心体，中心体的壁用推进剂组元之一进行冷却。中心体沿发动机轴向移动以改变喷管临界截面积，因而适当地改变了液体火箭发动机的推力。

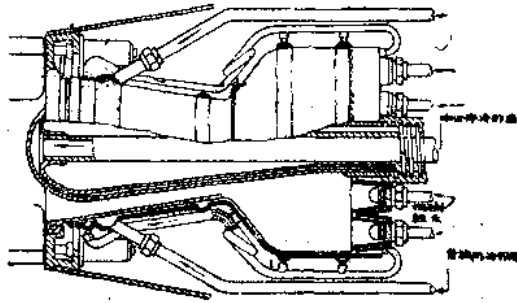


图7 带有可调节喷管的液体火箭发动机。

另一种喷管可调节的液体火箭发动机如图8所示，该发动机的燃烧室由发动机外壁和具有一定截面的中心体组成。这种发动机也是利用中心体沿轴向移动对推力进行调节。中心体借助于螺纹和带有波纹段的导管与发动机连接。燃烧室壁和中心体用推进剂组元之一进行冷却。

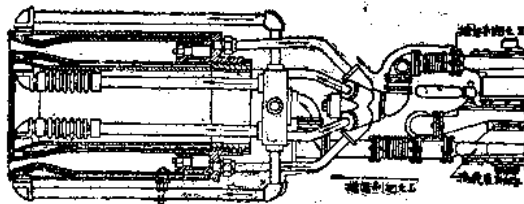


图8 带有环形燃烧室的推力可调节的液体火箭发动机

上述两种设计仅只是美国的一些研究人员提出的假想结构方案，其实用价值如何尚待进一步研究。

在固体火箭发动机推力大小的控制方面，如果不改变喷管的临界截面积，则只能靠一

定的药柱形状获得所要求的推力程序。这种设计目前应用的很普遍，但其缺点是所要求的推力程序只能在发射前给定，而不能在飞行中进行调节。为了在工作中能任意地调节推力的大小，需要改变喷管的临界截面积。通过在中心部份安置一个锥形体来改变临界截面积就可以提高或降低燃烧室压力和改变固体药柱的燃烧速度（见图9），从而使推力增大或减小。由于中心锥安装在气流的亚临界部分，所以能量的损失是很小的，但中心体的耐热程度问题目前还存在着许多困难。

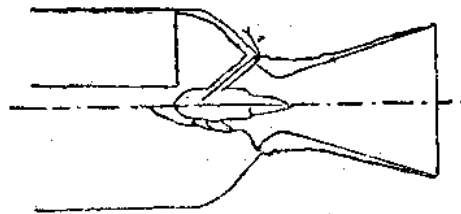


图9 带有可调节喷管的固体火箭发动机

另一种调节固体火箭发动机推力的方法是改变燃烧室压力。这种发动机在燃烧室后部有可调节的排气孔（图10），通过排气孔面积的改变可使燃烧室压力和推力在一个较宽的范围内变化。

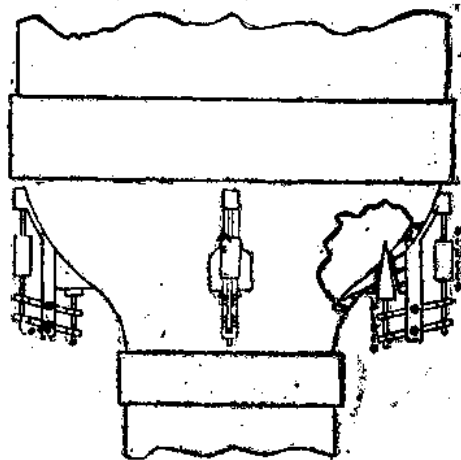


图10 燃烧室压力可调节的固体火箭发动机。

在美国的固体火箭发动机中，到目前为止控制装置还没有大量的应用，但是美国格兰德中央火箭公司(Grand Central Rocket Company)和克里斯勒公司(Chrysler Corp.)最近都在究研用液体喷入固体火箭发动机燃烧室的方法控制推力的问题。这种混合推进系统的设计方案见图11。由于固体药柱的燃烧速度、推力和燃烧持续时间都取决于固体推进剂的初始温度，所以通过向燃烧室喷射液体的方法改变推进剂的温度就可以对这些参数进行调节。因采用液体喷射系统而增加的发动机重量，水为24.4%，环氧乙烷为15.9%、过氧化氢加联氨为10.8%（见参考文献7和8）。

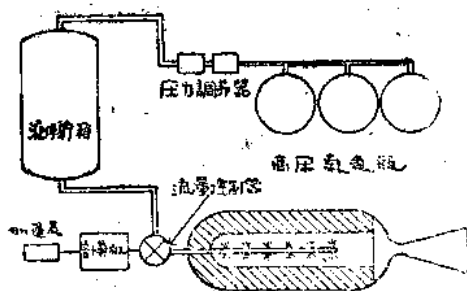


图11 用喷射液体调节推力的固体火箭发动机。

除了上述几种方法外，目前美国錫奥科耳化学公司 (Thiokol Chemical Corp.) 也正在着手研究用化学的方法控制固体火箭发动机的推力。这里主要是利用某些具有一定性能的化合物对固体药柱的燃烧过程进行控制。这种方法目前还处于研究阶段。

## 2. 推力方向的控制

火箭发动机推力方向的控制问题，在目前火箭技术的发展中显得愈来愈重要了，洲际弹道导弹的命中率、人造地球卫星进入轨道的准确度、宇宙火箭飞行轨道的准确度及星际飞行器在月球或其它行星表面上的着陆和返回地球表面等问题，都要求十分准确地控制火箭发动机的推力方向。以洲际弹道导弹为例，当导弹的射程很大时，导弹轨迹的初始速度向量（也就是推力向量）必须接近于计算值。如果要想使一个射程为9000公里的导弹命中目标，初始速度 $V$ 应等于7000米/秒，相应的上升角 $\theta$ （导弹轴线与地球半径夹角）应等于 $25^\circ$ ，此时如果上升角的误差 $\Delta\theta$ 为 $1^\circ$ 时，导弹就会偏离目标6.7公里。图12是当 $\Delta\theta$ 为 $1^\circ$ 时射程的变化与射程之间的关系。射程的变化与 $(\Delta\theta)^2$ 成正比。

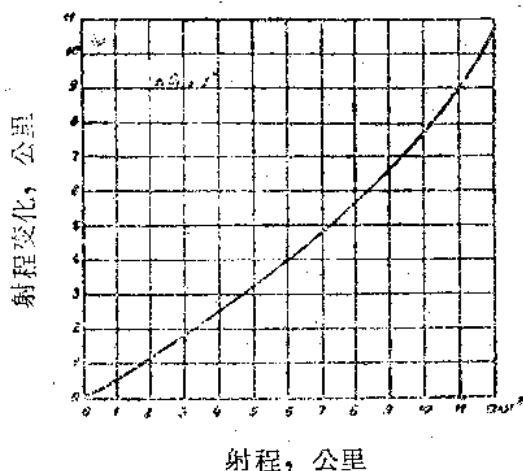


图12 上升角 $\theta$ 偏离计算值的误差 $\Delta\theta$ 为 $1^\circ$ 时射程的变化

飞行器在全部主动段的飞行过程中，有很大一段距离是在大气层外飞行的，所以空气动力舵不能保证飞行器的控制。此时必须通过相对于飞行器轴线的发动机推力方向的变化来改变飞行器的速度向量，并保证飞行器在飞行中的稳定性。

控制推力方向的方法有以下几种：

1) 燃气舵：用4个燃气舵伸入到火箭发动机喷口的燃气流中可改变燃气的排出方向（见图13），因而改变了推力方向。在德国V-2火箭的动力装置上就用过这种装置，以后在美国的“红石”导弹和“侦察兵”火箭的第一、二级上也采用了燃气舵。燃气舵有两个主要的缺点：第一，采用表面较大的燃气舵会给燃气流带来额外阻力；第二，不断的高温作用给燃气舵材料的选择造成了巨大困难。在选择石墨燃气舵的几何形状时，还须注意使不可避免的腐蚀不致显著地改变操纵力矩。如图13所示，最常用的表面形状是阶梯形的，中间有燃气舵悬吊装置的前阶梯比后阶梯大两倍，如果阶梯边缘的腐蚀大致均匀，则控制电动机所产生的转矩只产生微弱的变化。由于燃气舵的缺点较严重，因此，目前除了在少数早期的火箭上应用外已逐渐被淘汰。

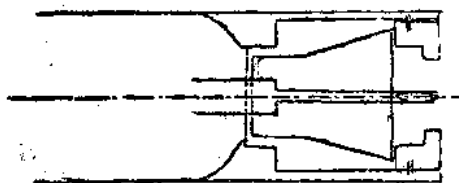


图13 用燃气舵操纵推力方向

2) 喷气偏流器：为了克服燃气舵的缺点，美国目前正在研究用喷气偏流器来代替燃气舵。第一种喷气偏流器是在“北极星”（Polaris）导弹上采用过的环状燃气舵（见图14）。这种装置由两个交叉悬挂的万向球形接头固定。环状燃气舵在很大的斜倾位置上使燃气流有

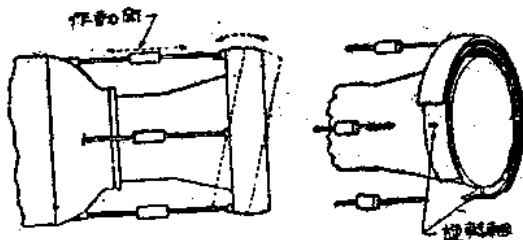


图14 环状燃气舵

力地偏转时，环的很少一部分伸入到燃气流中，因而舵的受热面积微小，并且只是在操纵火箭时才受到燃气的作用。这种装置的主要缺点是在环状燃气舵工作期间会造成较大的阻力损失，燃烧产物的积碳等有可能妨碍舵的工作，以及不能保证滚动稳定性等。

第二种喷气偏流器是可倾斜的筒形喷口（图15）。这种装置需要的操纵力矩大于燃气舵，并且重量也较大。其优点是当喷口轴线与喷管轴线重合时无推力损失，并且燃气的浸蚀也极微。

第三种喷气偏流器是三角形喷口（图16）。喷口可以旋转，也可以沿轴向移动。其特点是结构简单。缺点是当三角形喷口操纵气流时将增加整个发动机喷管的膨胀比，此因，导致了气流的过度膨胀。

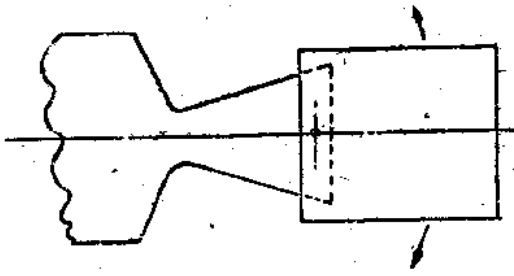


图15 可倾斜的筒形喷口

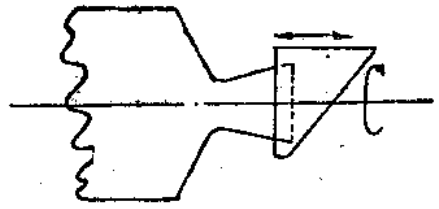


图16 三角形喷口

3) 万向喷管 这种操纵推力方向的方法在近几年来已发展成为液体火箭发动机的主要操纵形式。但是对固体火箭发动机这种方法还不能实际应用，因为固体火箭发动机的燃烧室内有65%以上是推进剂，因此，把喷管活动地固定在燃烧室上还存在着很大的困难。图17系一种可用于固体火箭发动机并与液体火箭发动机喷管类似的挠性连接喷管。这种喷管具有较大的偏斜，但不能控制火箭的旋转。此外，燃烧室与喷管的连接处需要特殊的封严装置。

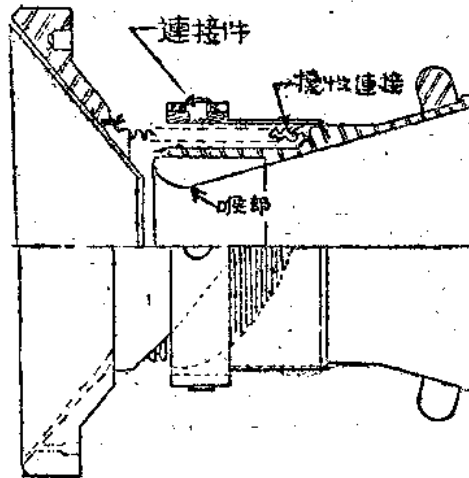


图17 挠性连接的可摆动喷管

另一种可摆动的喷管如图18所示，喷管用一个滑动的球形表面与燃烧室连接。其优点是操纵力矩不大和推力损失极微。缺点是只能在燃烧室压力低时应用，因为在高温高压下保证密封和保证燃烧室与喷管滑动连接的精密性都是一些十分困难的问题。

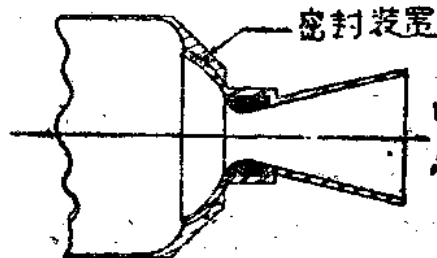


图18 用滑动球形表面连接的万向喷管

### 3. 燃燒（或推力）的精確中止

精確地中止火箭發動機燃燒的目的，主要是為了獲得精確的主動段末端飛行速度，因為這一速度是影響彈道導彈命中率的決定因素。還以洲際彈道導彈為例，如果導彈的射程為9000公里，主動段末端的飛行速度為7000米/秒。那麼如果速度誤差為7米/秒（0.1%）時，導彈將偏離目標35公里。可以看出，這個誤差是相當大的。圖19表示主動段末端飛行速度的誤差為1米/秒時，命中誤差與射程的關係。

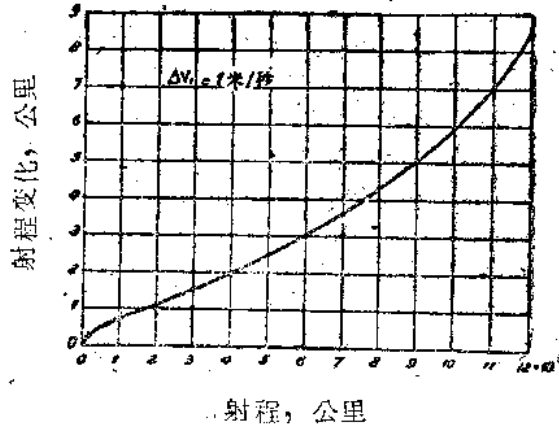


圖19 當主動段末端速度偏差計算值1米/秒時，命中誤差與射程的關係

為了使推力反向或中止，操縱裝置必須具有很高的準確性。例如，如果導彈主動段末端的加速度是100米/秒<sup>2</sup>時，則必須在0.01秒的時間內使發動機停車。

液體火箭發動機推力的中止可用關閉推進劑活門的方法達到，但是推力中止的過程將延續的很長（十分之幾秒或幾秒），因此，這種方法目前還不能達到很高的準確度。對固體火箭發動機來講，尋求某種使固體推進劑滅火的物質就日前情況看來還不是現實的。因此必須採用機械的方法精確地中止液體或固體火箭發動機的推力。

目前固體火箭發動機中止推力的方法有如下幾種：

1) 轉向噴管 最簡單的轉向噴管如圖20所示，這種裝置可使火箭發動機排出的氣流偏轉90°以中止推力。在前錐體必須與火箭脫離的情況下，偏流器應造成反推力，因此，必須採用反向噴管。

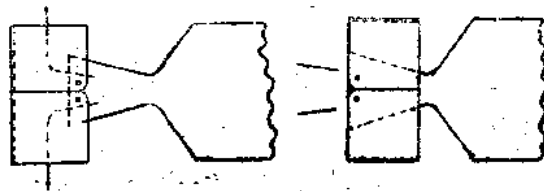


圖20 可使燃氣流偏轉90°的轉向噴管

2) 反向噴管：這種噴管如圖21所示，當推力不需要中止時，噴管用薄膜堵塞。當飛行器到達規定的速度和加速度時，一個積分式加速度測量器發出訊號冲破薄膜並產生反推力。

这种装置可在1/20秒的时间内将推力抑制到零。飞行速度的精确度可达6~7米/秒，对液体火箭发动机精确度可达10~12米/秒。在“北极星”导弹的第二级上采用了当导弹到达主动段末端时转向飞行方向的反向喷管。此喷管可以给出比主推力大的反向推力，这样导弹的

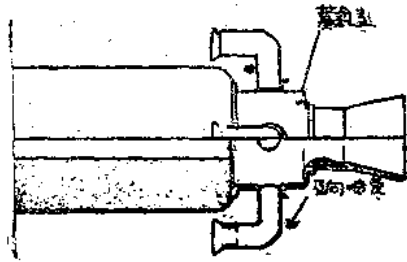


图21 带有爆破薄膜和反向喷管的固体火箭发动机

前锥体就能在需要的时刻很快地与弹体脱离。此装置的效果一般比较好。

3)放气孔：这种方法是在燃烧室侧面开一个较大的窗口（图22）在必要时冲破薄膜排出燃气，由于燃烧区的突然膨胀就可使发动机在一瞬间灭火。为了避免产生非轴向冲量，几个

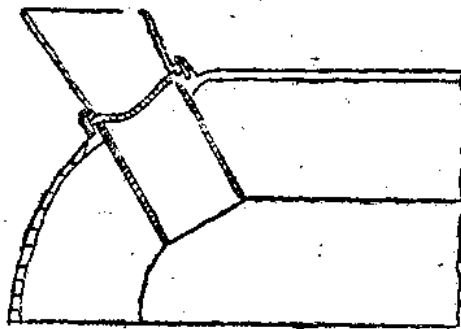
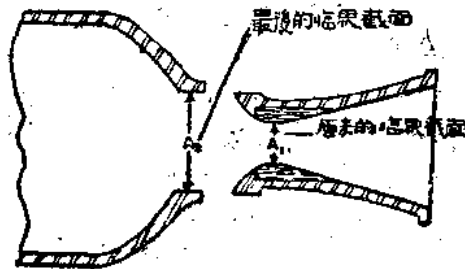


图22 用放气孔中止推力

薄膜应同时爆破。

4)可投掷的喷管：用抛掉火箭发动机整个喷管的方法（图23）使燃烧室的临界截面积突



23 投掷式喷管

然增加，因而就在燃烧室内产生了强烈的膨胀波。膨胀波所到之处火焰溃散开，燃烧表面被冷却到化学反应强烈进行的温度以下，因而火焰完全熄灭。在大气条件下经过一段时间推进



剂还可能燃烧起来，但在高空条件下由于产生膨胀波的周期非常大，所以燃烧将完全停止。采用这种方法不会使发动机的重量增加，并且几乎排除了所有产生倾斜力矩的可能性。

5) 释放有效载荷：这种方法适用于多台发动机的情况，在这种情况下发动机应对称地安装在无推力的有效载荷周围（图24）。当达到规定的速度时，通过爆炸螺栓使有效载荷与推进系统脱开，有效载荷就落在了推进系统的后面。为了避免由于推进系统的排气流而使有效载荷减速或被压离轨道，喷管的位置应向外倾斜 $5^{\circ}$ 左右。这种装置的缺点是带来了冲量损失和推力不均匀分布的影响。

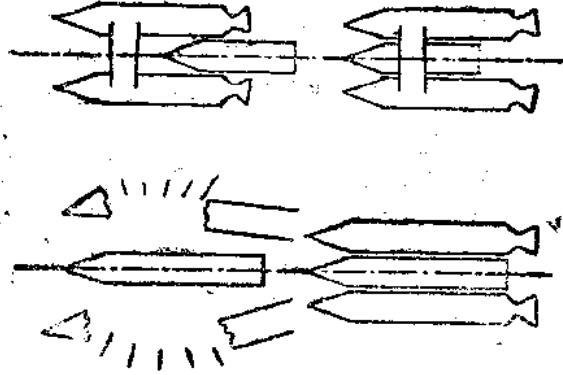


图24 通过释放有效载荷和爆炸燃烧室精确地中止推力

## 二、推进剂组成比的调节

液体火箭发动机推进剂组成比的调节是火箭发动机控制技术中最困难的问题之一。在飞行中对推进剂组成比进行调节就意味着必须在一个以大约19000公里/小时的巨大速度飞行并具有巨大的加速度、振动、高温和噪音的飞行器上，以很高的准确度连续地控制和测量两种具有巨大质量的液体推进剂。因此，这是一个相当复杂而困难的问题。同时就目前火箭技术的发展来讲它也是一个十分重要的问题，因为推进剂组成比的变化，直接地影响着导弹或宇宙飞行器的主动段末端速度、质量比、发动机燃烧的最佳性能及燃烧稳定性等。以一个主动段末端速度为7000米/秒的装有二元液体推进剂火箭发动机的单级弹道导弹为例，假定两种推进剂组元的重量计算得恰好，但由于推进剂组成比的变化，推进剂组元之一将首先耗尽，因而第二种推进剂就有推进剂初始重量的1%留在推进剂箱内。计算表明，在这种情况下当排气速度为2800米/秒时，导弹的主动段末端速度将比计算值低300米/秒，同时将使9000公里的计算射程降低1300公里。为了补偿剩余重量必须增加导弹的质量比或减少有效载荷。如果不减少有效载荷，导弹的初始重量几乎需要增加一倍。此外实践证明，推进剂组成比的变化对燃烧稳定性有很大的影响。因此，对推进剂组成比进行调节以保证燃烧的稳定性也具有重要意义。

影响推进剂组成比偏离计算值的因素有以下几点：

1) 推进剂密度随温度的变化对燃料和氧化剂不是一致的，因此推进剂温度的变化影响了混合比。图25系若干火箭推进剂随温度变化的关系。

2) 推进剂泵的特性误差或制造公差都会造成推进剂供应的不稳定；