

375535

成都工学院图书馆
基本馆藏

喷气燃料与火箭燃料

〔苏联〕K.K.巴波可等 编著

钱 博 姚国馨 译



中国工业出版社

3
34

噴气燃料与火箭燃料

〔苏联〕K.K.巴波可等 編著

张 溥 姚国馨 譯

中国工业出版社

本书系苏联“马达燃料、喷气燃料及火箭燃料”(Моторные, реактивные и ракетные топлива)一书第四版之节译本。该书在其第四版中增添了不少有关喷气燃料与火箭燃料的新内容,本书将该部分内容节译出来,定名为“喷气燃料与火箭燃料”。

本书的内容基本上可分为两部分:(一)空气喷气发动机燃料,该部分主要叙述煤类燃料的各个品种、喷气燃料的质量与使用性能,而着重对燃料的热安定性问题作了专门的探讨;此外还总结了大量文献资料,论述了喷气燃料的现状及其远景。(二)液体火箭发动机燃料,该部分主要叙述各种液体火箭燃烧剂、液体火箭氧化剂及各种液体火箭单元燃料的性能与特性。最后,本书还谈及燃料及氧化剂的毒性和安全措施。

本书可供研究、炼制及使用喷气燃料和火箭燃料的技术人员参考。

К.К.Папок и Е.Г.Семенило
МОТОРНЫЕ, РЕАКТИВНЫЕ И РАКЕТНЫЕ
ТОПЛИВА

ГОСТОПТЕХИЗДАТ—1962

喷气燃料与火箭燃料

张溥 姚国馨 译

石油工业部石油科学技术情报研究所图书编辑室编辑 (北京北郊六铺炕)

中国工业出版社出版 (北京性麟园路西10号)

北京市书刊出版业营业许可证出字第110号

中国工业出版社第三印刷厂印刷

新华书店北京发行所发行·各地新华书店经售

开本 $850 \times 1168 \frac{1}{8}$ · 印张 $7 \frac{1}{2}$ · 字数 176,000
1965年12月北京第一版·1965年12月北京第一次印刷
印数0001—1,250 · 定价(科六)1.10元

统一书号: 15165·4221 (石油-384)

目 录

第一章 燃料在空气喷气发动机和液体火箭发动机内的燃烧	1
燃料在空气喷气发动机内的燃烧	1
燃料在液体火箭发动机内的燃烧	9
第二章 空气喷气发动机燃料	18
燃料在空气喷气发动机内的使用条件	18
对涡轮喷气发动机燃料的要求	23
空气喷气发动机燃料的品种	26
空气喷气发动机的起动燃料	35
空气喷气发动机的标准燃料	36
民用航空中的空气喷气发动机燃料	37
空气喷气发动机燃料的化学成分	38
第三章 空气喷气发动机燃料的使用性能	46
燃料质量对空气喷气发动机燃料系统工作的影响	46
喷气燃料的积炭性能	69
喷气燃料在储存条件下的被氧化性	80
第四章 喷气燃料的热安定性	89
燃料热安定性的研究方法和检验方法	89
温度对燃料内沉淀生成的影响与燃料的热安定性	93
燃料内沉淀物的成分、结构及其生成机理	95
燃料的化学成分对其热安定性的影响	98
提高燃料高温热安定性的方法	102
燃料热安定性在贮存时的变化	105
第五章 空气喷气发动机的远景燃料	111

IV

空气喷气发动机采用石油燃料的前景	113
空气喷气发动机用的合成烃类燃料	116
硼氢燃料	117
金属-烃类燃料	121
金属有机燃料	124
第六章 液体火箭发动机燃料	127
概述	127
液体火箭发动机简述	129
对液体火箭燃料的要求	132
火箭发动机燃料的分类	141
第七章 液体火箭发动机的燃烧剂	145
烃类燃烧剂	145
醇类燃烧剂	150
胺类燃烧剂	157
胍及其衍生物	165
液氢作为燃烧剂	170
金属基燃烧剂	173
第八章 液体火箭发动机的氧化剂	178
氟和臭氧	179
浓过氧化氢	184
以硝酸和氮氧化合物为基的氧化剂	191
四硝基甲烷	202
氟及氟化物	204
第九章 液体火箭发动机单元燃料	212
分子组份型单元燃料	212
燃烧剂与氧化剂的混合物	215
以吸热化合物为基的单元燃料	216
第十章 燃料和氧化剂的毒性	223
汽油的毒性	224

煤油和柴油燃料的毒性	226
苯的毒性	227
为氮氧化物所饱和的浓硝酸的毒性	228
浓过氧化氢的毒性	231
四硝基甲烷的毒性	232
液氧的毒性	232

第一章 燃料在空气喷气发动机和 液体火箭发动机内的燃烧

燃料在空气喷气发动机内的燃烧

按向燃烧室的空气供气方式，空气喷气发动机可分为压缩机式和无压缩机式两种。

实际使用的主要类型的空气喷气发动机有涡轮压缩机式的空气喷气发动机（涡轮喷气发动机）和冲压式空气喷气发动机（无压缩机式空气喷气发动机）两种。这两种类型发动机的示意图如图 1-1 及图 1-2。它们的详细情况将在下面第二章内介绍。

在涡轮喷气发动机内，空气通过扩压器进入压缩机，在那里被压缩。压缩机内压力可以增长到 4~8 倍。空气从压缩机进入燃烧室。同时通过专门的喷嘴将燃料也喷入燃烧室内。所形成的燃料-空气混合气被电火花塞点燃。由于燃料的燃烧，燃烧室内的燃气温度升高。燃烧室内燃气的体积超过由压缩机压入的空气的体积。燃气通过涡轮从燃烧室内排出。涡轮利用燃气的部分能量来带动压缩机。燃烧产物的余下的动能则用来产生推力。

涡轮喷气发动机内的燃烧过程有两个特点：第一个特点是，混合气必须在贫油程度很高（ $\alpha \approx 4.0$ ）的情况下燃烧，这样才能使燃烧室出口处燃气的温度保持在 $900^\circ \sim 950^\circ\text{C}$ 左右，以保证涡轮的可靠工作。第二个特点是，在燃气流速为 40~60 米/秒的情况下进行稳定燃烧。因此，要求制造专门的燃烧室。图 1-3 为这种燃烧室的示意图。

燃烧室分为两个区——回流区和透燃区。回流区的长度约等于燃烧室的直径。回流区的前端装有焰锋装置和燃油喷嘴。焰锋装置的作用是稳定焰舌。最常见的是采用带叶片式旋流器的焰锋装置。

进入燃烧室的空气流分成两路：初级空气流和次级空气流。为总空气量的20~25%的初级空气流通过焰锋装置进入迴流区。因此，在迴流区内燃料以接近于按化学计算的余气系数进行燃烧。约有50%的燃料-空气混合气在这一区域内燃烧掉；未燃尽的燃料部分在透燃区内进行燃烧。次级空气流（占总空气量的75~80%）通过火焰管上的孔道进入透燃区内。次级空气流与燃烧产物混合，将燃气温度降低到能保证涡轮可靠工作的程度（燃烧室出口温度约为900~950°C）。此外，次级空气流还能起冷却燃烧室火焰管管壁的作用。

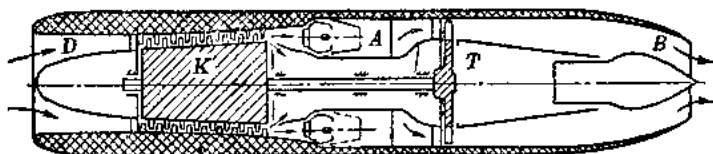


图 1-1 涡轮喷气发动机示意图

A—燃烧室；D—扩压器；K—压缩机；T—燃气涡轮；B—喷管

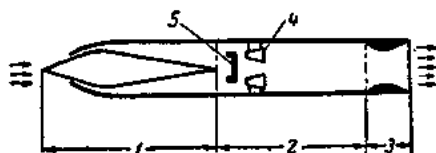


图 1-2 超音速冲压式喷气发动机

1—扩压器；2—燃烧室；3—喷管；4—稳定器；5—喷嘴

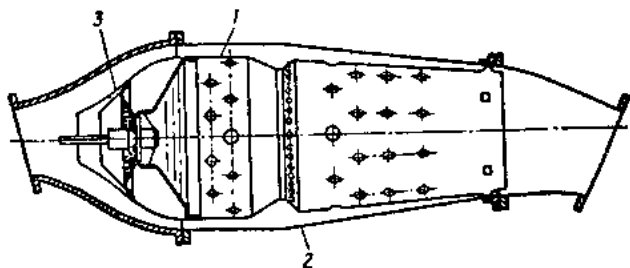


图 1-3 带有旋流叶片的涡轮喷气发动机燃烧室

1—火焰管；2—燃烧室外套；3—焰锋装置

上述燃烧室的结构形式能在流速较高的空气流中和较大的余气系数（大于4.0）的情况下保证稳定燃烧。

冲压式喷气发动机由进气扩压器、带有喷嘴的燃油收集器、带有点火装置和火焰稳定器的燃烧室及排气喷管组成。冲压式空气喷气发动机不能发出静推力，必须依靠火箭助飞器保证一定的速度时才能起动。流向发动机的空气流在发动机的扩压器内被阻滞，因而使静压力增高，并使压缩空气的温度升高。燃料通过燃油收集器的喷嘴喷入空气流，燃油喷射方向通常与空气流的方向相反。与涡轮喷气发动机不同，冲压式空气喷气发动机内有一个从燃油收集器到稳定器之间的混合区。燃料-空气混合气即在这个混合区内形成。燃料-空气混合气在稳定器后面点火并燃烧。排出的燃气的速度比流入发动机内的空气流的速度要高。由此所获得的动量的增量即产生发动机的喷气推力。

当飞行速度大大超过声速（ $M=3\sim 4$ ）时，采用冲压式空气喷气发动机最为合理。在这种飞行速度下，冲压式空气喷气发动机燃烧室内的燃料-空气混合气的流速达100~120米/秒。在这种条件下要使燃料-空气混合气稳定地燃烧是非常困难的。

空气喷气发动机内火焰的稳定与燃料的稳定燃烧极限

在空气喷气发动机燃烧室内，燃料-空气混合气的流速很高，这可能导致火焰断裂而使发动机熄火。可以在燃烧室内安装一个专门的装置——稳定器来防止火焰断裂或使火焰稳定。

燃烧室内火焰的传播速度与气流运动的速度相等，这是使空气喷气发动机内火焰稳定的条件。

同其他类型的连续燃烧的发动机一样，在空气喷气发动机内总有或多或少的燃料自燃。在这种发动机内，由于紊流的作用，喷入火焰舌内的单个体积的冷的燃料-空气混合气被温度超过混合气自燃点的燃气包围。这些单个体积的混合气之所以燃烧，一方面是由于火焰沿它们的表面传播；而另一方面则是由于混合气被加热到足够高的温度而引起自燃。这就好像火焰的传播过程与混合气的自燃过程在进行着一场竞赛一样。混合气内因自燃而燃

烧的那一部分燃料愈多，发动机内混合气的燃烧速度则愈高。

很明显，可以通过增大因自燃而燃烧的燃料数量来增加燃料的燃烧速度，直到能保证火焰稳定为止。火焰的稳定是可能得到保证的，只要在发动机内创造这样一种流动条件，使得在这种条件下有大量单个的体积大的燃料-空气混合气颗粒喷入火舌。要创造上述这样的条件，可以在燃料-空气混合气的流动路途上安置一种非流线形的物体（参见图 1-4）。在这种非流线形物体的后面所形成的涡流有助于单个体积的燃料-空气混合气颗粒进入高温燃气内，并能促使这些混合气颗粒中产生强烈的热交换。结果这些单个体积的混合气颗粒以很高的速度自燃。用其它各种结构形式的稳定器也能获得类似的效果。例如在涡轮喷气发动机内就通常安装带叶片式涡流器的焰锋装置。

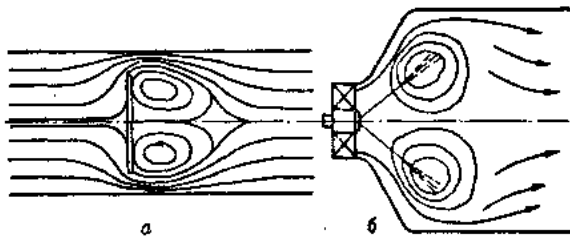


图 1-4 在高速的燃料-空气混合气流中的焰锋稳定示意图

a—采用非流线形物体来稳定；b—采用叶片式涡流器来稳定

在空气喷气发动机内，稳定燃烧极限（即火焰稳定极限）与燃料的化学成分有着显著的依赖关系。这一点即证实了上述关于用非流线形物体或其它稳定装置使火焰稳定的机理的概念。

燃料的化学成分对燃烧过程的明显的影响仅在燃料自燃时才显现出来。

图 1-5 中示出了我们在模拟冲压式空气喷气发动机的条件下所得出的燃料化学成分对稳定燃烧极限的影响的研究结果。

从图上数据可以看出，当燃料的温度较低时，以烷烃的稳定燃烧极限最宽，而芳香烃最窄。随着燃料温度的升高，芳香烃的

稳定燃烧极限随之扩大，而环烷与烷烃的稳定燃烧极限则随之缩小或保持不变。稳定燃烧极限是燃料火焰稳定可能性的表征。稳定燃烧极限愈宽，对火焰稳定的条件则愈有利，因而发动机在不同条件下的正常工作也就愈有保障。

研究结果证实了空气喷气发动机内燃料的自燃在燃烧过程中所起的重大作用。燃料的自燃不仅决定了燃烧室迴流区内的燃烧稳定性，而且很明显地也影响透燃区内的燃烧过程。但是在透燃区内自燃所起的作用比在迴流区内所起的作用要小得多。这是因为沿燃烧室的长度上未燃混合气的浓度不断在减小，而且愈向后面，紊流的强度也愈减弱。

焰前氧化作用对自燃时火焰传播的速度与特征均有影响。由于燃料的自燃发生在焰前氧化作用之后，故空气喷气发动机内燃料的焰前准备过程对火焰的稳定同样也产生影响。

在涡轮喷气发动机内，燃料在迴流区内喷散而雾化，焰前反应过程在不高的压力下及接近燃点的高温下进行。在这种条件下，焰前反应是在气相形态下进行的。此种反应的机理即相当于自燃的高温阶段。雾化燃料的较大颗粒同样也可在液相形态下氧化。

可以根据汽化室试验的结果来断定涡轮喷气发动机内燃料的

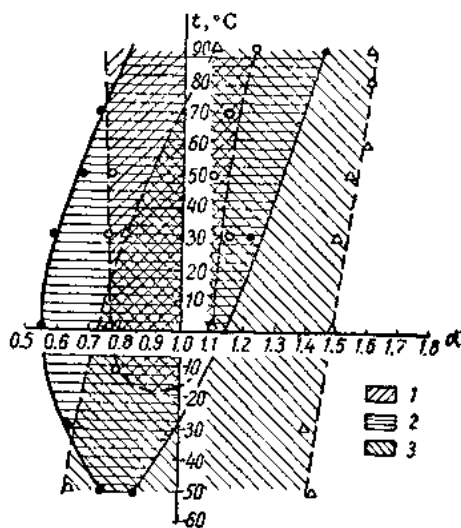


图 1-5 在冲压式空气喷气发动机的模拟条件下燃料的化学成分对稳定燃烧极限的影响

稳定燃烧极限：1—芳香烃；2—环烷烃；3—正构烷烃及烯烃

焰前反应过程对发动机稳定燃烧极限的影响。在这种汽化室内，燃料在专门的蛇形管中汽化，并以蒸汽状态进入燃烧室。汽化室的特点是其稳定燃烧极限比采用雾化燃料的燃烧室要窄得多。这种情况下涡轮喷气发动机的稳定工作范围缩小了，一方面是因为燃料由于不能以液相形态氧化而使焰前反应条件恶化，而另一方面是因为对在自燃中燃烧的单个燃料颗粒的形成有利的条件恶化。发现了这样一个有趣的情况：就在这种汽化室内，如在保证能进行液相氧化反应的条件下和空气气氛中使燃料液滴进行预先汽化，则稳定燃烧极限有所扩大。

在冲压式空气喷气发动机内，空气由于在扩压器中的阻滞作用而被加热到一定温度，此温度的高低取决于飞行速度的大小；燃料就是在这种被加热的空气中雾化的。在这种条件下，有可能在汽化之前燃料液滴即已获得足够强烈的氧化；这种氧化将对稳定器后面的燃料自燃过程产生影响。在冲压式空气喷气发动机内，当燃料液滴沾到稳定器上时，在稳定器的表面形成一层燃料表膜，这一层表膜将受到特别强烈的液相氧化。经过预先氧化的燃料能在较低一些的温度下开始自燃。在这种情况下，只需较短的时间就可以使迴流区内的混合气颗粒加热到自燃点。因此，少量混合气由于火焰的传播而烧去，其大部分则是由于自燃过程而烧去。由于冲压式空气喷气发动机内的焰前反应具有上述特点，因此这种类型发动机对燃料品质的敏感性，比涡轮喷气发动机要大得多。

空气喷气发动机内燃料的振盪燃烧

在一定的条件下，在空气喷气发动机内产生所谓振盪燃烧或脉冲式燃烧，其特点是在燃烧室内产生一种周期性的压力振盪。振盪燃烧使发动机的经济性下降，可能引起控制设备的工作反常和燃烧室翘曲。振盪燃烧也可使火焰断裂与发动机熄火。在压力振盪振幅很大的情况下可能使发动机燃烧室内发生机械故障。

在空气喷气发动机内，燃料-空气混合气的富油化与贫油化，进入发动机内的燃料与空气的温度过分降低以及采用点火延滞期

較長的燃料時，都能使在火焰未斷裂之前發生振盪燃燒。

產生振盪燃燒的原因至今尚未充分地加以研究。按其特徵，振盪燃燒與火花點燃或發動機內的爆振燃燒有些相似。這兩種過程的從形式上的近似性以及上述燃料質量對振盪燃燒的影響都使得有可能提出這樣一個設想：在火花點燃式發動機內的爆振燃燒與空氣噴氣發動機內的振盪燃燒在產生原因上也是相似的。

在上述兩種類型的發動機內，都有一部分燃料在自燃中燒掉。此時，由於燃燒室內的壓力低以及進入的燃料的溫度也低，故在因自燃而燒掉的混合氣內的焰前反應是在相當於自燃過程的低溫階段和過渡階段的條件下進行的。當焰前反應主要是發生在自燃過渡階段時即產生自振性的化學反應過程，因而導致振盪燃燒的產生。

因此，同在火花點燃式發動機內一樣，在空氣噴氣發動機內，由於在過渡階段所發生的焰前反應而限制了在自燃中燒去的那部分燃料的數量，這一部分燃料超過一定限量時就會導致正常燃燒過程的破壞。

空氣噴氣發動機內燃料最經濟燃燒的條件

空氣噴氣發動機的經濟性用發動機的燃料比耗量或比推力來衡量。燃料比耗量 G_{ya} ——發動機產生每一公斤推力所需的燃料小時消耗量。

$$G_{ya} = \frac{G_1}{R} \times 3600 \text{ 公斤/公斤推力} \times \text{小時}。$$

在燃料消耗量 G_1 下發動機的推力 R 是許多參數的函數。燃料燃燒完全度係數 φ_{cr} 是表征燃燒過程效率的參數， $\varphi_{cr} B$ 燃燒產物的焓的增量與進入燃燒室的燃料的燃燒熱之比。

如上面所述，空氣噴氣發動機內燃燒過程的效率在很大程度上取決於自燃中燒去的那部分燃料的數量與由於混合氣表面火焰傳播而燒去的那部分燃料的數量之比。自燃中燒去的燃料愈多，燃燒的效率則愈高。自燃中燒去的燃料數量基本上取決於燃燒室的結構特徵、燃料-空氣混合氣焰前準備階段的組織以及穩定器

后面气流的紊流程度等。因此，很明显，在一个设计得合理的燃烧室内通常是可以达到很高的燃烧完全度的。

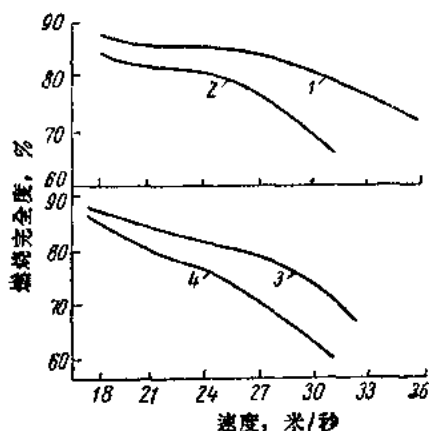


图 1-6 燃料质量对涡轮喷气发动机内燃烧完全度的影响

1—正庚烷；2—异辛烷；3—正己烷；
4—2, 3—二甲基丁烷

自燃延滞期和較低的自燃点的燃料，在空气喷气发动机内的燃烧完全度比較高。图 1-6 及表 1-1 中的数据^[31]即可说明上述事实。

表 1-1 燃料的性能

燃 料	沸 点, °C	火焰正常传播速度 厘米/秒	自 燃 点 °C
正 庚 烷	98.4	38.6	247
异 辛 烷	99.3	34.6	447
正 己 烷	69.0	38.5	261
2, 3—二甲基丁烷	58.0	36.3	421

由表 1-1 及图 1-6 可见，有些燃料实际上在物理性能和火焰正常传播速度方面都差不多，但由于自燃点不同，故它们的燃烧完全度也就不同。自燃点愈低，燃烧完全度则愈高。所列出的这些数据又一次地证明了在空气喷气发动机内自燃过程在燃料燃烧过程中所起的显著作用。此外，从这些数据可以看出，为了在空

与现代的火花点燃式发动机内的燃料燃烧不同，在空气喷气发动机内，不论采用怎样质量的燃料，都可用改变燃烧室结构的方法来获得高度经济性的燃烧。但这一情况并不说明燃料的质量对空气喷气发动机内的燃烧就没有影响。在这种类型的发动机内，同大部分燃料在自燃中烧去的情况一样，燃料的分子结构对燃烧是有影响的。很明显，在其它条件相同的情况下，具有較短的

气喷气发动机内获得高度经济性的燃烧而结构改进可能性又已充分利用时，可以通过采用具有短自燃延滞期与低自燃点的燃料来得到附加效果。

燃料在液体火箭发动机内的燃烧

与空气喷气发动机不同，火箭发动机是用飞行器本身所携带的氧化剂来使燃烧剂燃烧。液体火箭发动机是连续燃烧式的发动机，在此种发动机内利用液体燃烧剂与液体氧化剂的混合物燃烧时所生成的燃气流来产生推力。

1903年K.Э.齐奥尔可夫斯基在“科学评论”刊物中发表了一篇论文“用喷气装置来研究宇宙空间”；这篇文章阐述了火箭飞行的原理，并论证了在星际飞行中采用液体火箭发动机的可能性。

图1-7中为齐奥尔可夫斯基的液体火箭发动机中的一种类型的示意图。这种发动机采用液体烃与液氧作为燃料。齐奥尔可夫斯基除研究了液体火箭发动机的原理外，还解决了一系列的结构问题。他的一些想法在现代液体火箭发动机内得到了实现。例如，用燃烧剂来冷却燃烧室，在排出的燃气气流中安装燃气舵来控制火箭的方向，等等。

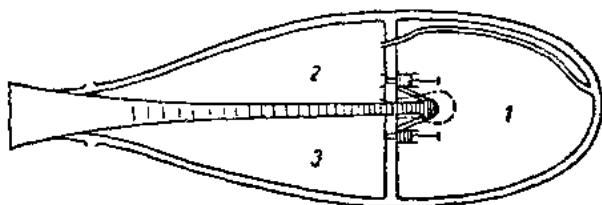


图 1-7 齐奥尔可夫斯基的液体火箭发动机示意图
1—人及呼吸装置；2—在极低温度下自由蒸发的液氧；3—液体烃

不用空气中的氧气而用液氧或其他活性氧化剂作为氧化剂，这就有可能显著提高燃料的发热效率，即每一公斤燃烧产物所发出的热量。在这种情况下，不需要消耗一些热量去使氧化剂中的

冗余组份（例如空气中的氮气）加热。因此，在液体火箭发动机内，燃烧产物被加热到很高的温度（ $3000\sim 4000^{\circ}\text{K}$ ），这就可能得到很高的燃烧产物喷气速度，因而也就可得到任何其它类型发动机所达不到的高功率。例如，德国 V-2型火箭的发动机功率即超过了 600,000 馬力。

现代的液体火箭发动机的示意图示于图 1-8。液体氧化剂和液体燃烧剂借助于用辅助涡轮带动的泵送入发动机燃烧室头部喷嘴。在考虑发动机燃烧室头部喷嘴的分布时，要考虑到务必保证燃料组份能更好地混合。可以采用在燃烧剂与氧化剂接触时即能自燃的燃料或者采用非自燃燃料。后者需要用专门的装置点火。最常见的是采用自燃起动燃料所生成的点火火舌来点火。

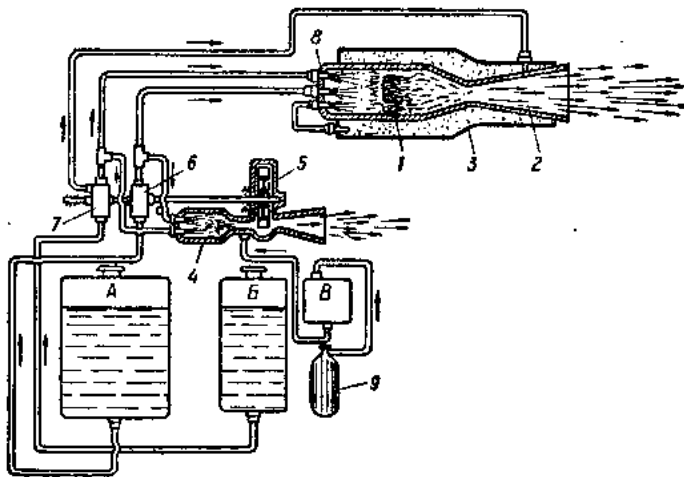


图 1-8 带涡轮泵式燃料供应系统的液体火箭发动机示意图

- 1—燃烧室；2—喷管；3—用燃烧剂冷却的外套；4—辅助发动机的燃烧室；5—蒸气燃气式辅助涡轮；6、7—用辅助涡轮带动的泵，用来给液体火箭发动机燃烧室供应氧化剂与燃烧剂；8—喷嘴；9—压缩空气瓶，用来给辅助涡轮燃烧室供给以冷却用的水；
A—氧化剂；B—燃烧剂；B—水

还可以用特殊的发火装置来点火。发火装置是一个或几个用

电来点火的火药柱。这种火药柱在几秒钟之内着火而点燃混合气。

点火之后引起不断进入燃烧室内的燃料连续不断地燃烧。燃烧产物的动能在喷管内转变为发动机的推力。

发动机的构造形式取决于发动机的任务。图 1-8 中所示的带涡轮泵式燃料供应系统的液体火箭发动机通常是一种为长期工作而用的发动机。对于短暂作用时间的发动机（如防空导弹的助推器等），燃料贮箱不大，有可能采用气瓶来供应燃料（图 1-9）。

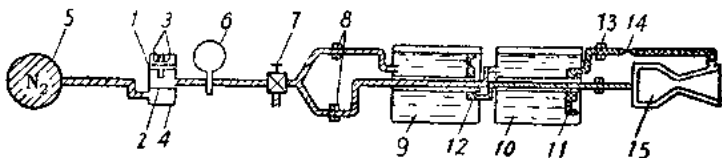


图 1-9 带气瓶式燃料供应系统的液体火箭发动机示意图
（“瀑布”防空导弹的发动机）

1—利用火药柱燃烧来推动的活塞；2—可断裂的膜片；3—24伏特的电压；4—起动活门；5—250大气压的氮气瓶；6—压力调节器；7—保险活门；8—两个10大气压的可断裂的膜片；9—燃烧剂贮箱；10—氧化剂贮箱；11—端头带有配重物的软管；12—喷管的铰链接合；13—两个20大气压的可断裂的膜片；14—节流嘴；15—发动机燃烧室（燃烧室压力为19大气压）

发动机的任务还决定了对它所发出的推力及工作持续时间的要求，这些要求影响燃烧室的尺寸、燃料贮箱的容积及燃料组份的选择。

液体火箭发动机内燃烧过程的特点

与其它连续燃烧式的发动机不同，液体火箭发动机内的燃料燃烧过程是在极高的温度（3000~4000°K）及极高的压力（直至100大气压）下进行的。在这种条件下，氧化剂与燃烧剂之间的化学反应以极高的速度进行。燃料在燃烧室内的逗留时间（以进入燃烧室到生成燃烧产物）约为0.003~0.008秒。同时，如同空气喷气发动机一样，燃烧过程是在燃烧剂与氧化剂的蒸气的强紊流中进行的。在靠近发动机燃烧室头部的地方产生燃烧产物的