



液体火箭推进剂

[苏联] A. B. 謝列金 著



国防工业出版社

液体火箭推进剂

[苏联] A. B. 謝列金著

光 华 译

沈 晨 光 校



国防工业出版社

13012 1965

出版者的話

本书系(苏)A. B. 謝列金根据外国刊物上的資料編成的一本內容較淺显的小册子。书中主要叙述了液体火箭推进剂的基本性质及其在液体火箭发动机中使用的特点。

原书中有些錯誤之处，在中譯本中已作了修改和刪減，可能还有不当之处希讀者指正。

本书可供軍事人員及对火箭技术感兴趣的非軍事人員閱讀。

ЖИДКИЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

[苏联] A. B. Сергеев

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО МИНИСТЕРСТВА
ОБОРОНЫ СССР 1962

液体火箭推进剂

光 华 譯

沈 晨 光 校

国防工业出版社出版

北京市马列出版业营业登记证出字第111号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店經售

国防工业出版社印刷厂印装

787×1092¹/₃₂ 印張2¹/₄ 57千字

1965年2月第一版 1965年2月第一次印刷 印数：0,001—1,900册

统一书号：15034·824 定价：(科六) 0.36元

目 录

第一章 概論	5
第一节 关于液体火箭推进剂的概念	5
第二节 火箭发动机动力装置	7
第三节 发动机的冷却	13
第四节 对火箭推进剂效能的评价	16
第五节 推进剂的輸送系統	21
第二章 氧化剂	29
第六节 液氧	29
第七节 硝酸氧化剂	40
第八节 过氧化氢	51
第九节 氧化剂的前景	57
第三章 燃燒剂	73
第十节 有机体的燃燒剂	74
第十一节 胍类燃燒剂	77
第十二节 燃燒剂的前景	81

第一章 概 論

第一节 关于液体火箭推进剂的概念

在液体火箭发动机内，通常由于燃燒的化学反应，即一种物质被另一物质氧化而引起的剧烈反应，能使热轉变为功，氧化物称为氧化剂，而被氧化的物质則称为燃燒剂。

对另一些液体推进剂的热力发动机，其中包括噴气式空气发动机，只需在运载体內儲备燃料●，而其氧化剂——空气則取自周圍介质之中。在液体火箭上，不論是燃燒剂还是氧化剂，都須放置在本身火箭上。因此，所謂液体火箭发动机的推进剂，系指一切为了产生热量而参与化学反应的物质之总和（推进剂混合物）。

推进剂混合物中的物质称为組元。

双組元推进剂（見图 1）是由分开儲存的两种液体（組元）組成的，其中一种是氧化剂（液氧、硝酸、液氟等），而另一种則是燃燒剂（煤油、酒精等）。

然而，不仅燃燒的化学反应可以产生热量，而其他的化学反应，如某些化合物的分解等也可以产生热量。

在液体火箭发动机内，当利用物质分解的化学反应而获

● 在一般发动机中燃料就指燃燒剂，因为氧化剂是取自于空气，所以燃料也就包含氧化剂和燃燒剂了，但在火箭发动机中应严格区别燃燒剂和燃料的概念。——校者注

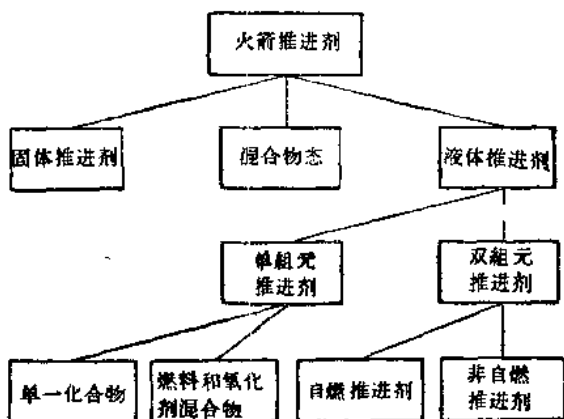


图1 液体火箭推进剂的分类。

得热量时，可以得到仅由一种组元构成的推进剂（单组元推进剂），也可得到单一推进剂。

构成单一推进剂的另一种方法是配制由燃烧剂和氧化剂组成的混合物。在通常的条件下，这种混合物是不自燃的，这就有可能将它们储存在一个容器内●。

往往向推进剂组元内添加各种添加剂，如为了使进行反应的条件更好些，或者为了延缓或停止反应，对于第一种情况，添加剂叫作催化剂，在第二种情况下，添加剂则叫作阻化剂。

根据推进剂点燃的方法（用引火剂或不用引火剂），推进剂可分为非自燃的和自燃的两种。

对某种液体火箭发动机，推进剂的选择取决于发动机和

● 获得单组元推进剂的第三种方法是利用自由基能，这种方法原则上是可能的，然而在目前没有实际意义，因而在图1上未标示出（参见第十二节）。

火箭本身的用途，也取决于现阶段火箭技术发展的情况。为了了解这些问题，必须熟悉发动机本身的装置和研究液体火箭发动机所使用的推进剂有关的一般问题。

第二节 火箭发动机动力装置

所谓火箭发动机动力装置系指为了使火箭运动的一切装置的总称。发动机动力装置系由火箭发动机本身、推进剂贮箱、供应推进剂到燃烧室的系统及控制发动机工作的自动装置所组成。

火箭发动机是由三个主要部分，即头部、燃烧室和尾喷管所组成的（见图2）。

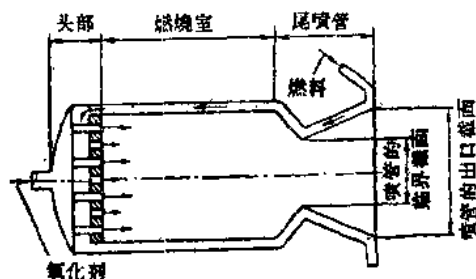


图2 火箭发动机示意图。

发动机的头部用来装置喷嘴，推进剂组元通过这些喷嘴输送到燃烧室。喷嘴的配置应保证使进入燃烧室的推进剂组元按所要求的进行雾化和混合。推进剂组元雾化和混合的程度取决于喷嘴的数量及其结构。虽然有很多不同的喷嘴结构，但按其作用原理来说，它们可分为两类，即离心式的和直流式的。

直流式喷嘴的结构很简单，它们是在发动机头部上直接钻的小孔（直径为0.8~2.5毫米）。头部喷嘴的排列应使燃

燒劑和氧化劑的射流互相碰撞，以便使它們能很好地霧化和混合。

直流式噴嘴的優點是生產簡便。但是，對於粘性和表面張力大的推進劑，當它們通過直流式噴嘴輸送到燃燒室時，它們不能很好地霧化和混合，這就導致推進劑不能全部燃燒，因而降低發動機工作的經濟性。

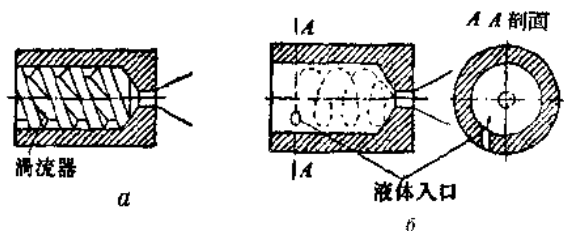


圖3 離心式噴嘴。

a—帶渦流器的；*b*—帶切向孔的。

離心式噴嘴的結構比較複雜，但在與直流式噴嘴壓降相同條件下，與直流式噴嘴相比，它們能保證使推進劑更好地霧化，因此組元的混合也就更好些。在進入燃燒室之前，推進劑組元在離心式噴嘴內旋轉，因此，液體成薄液膜形由噴嘴噴出，這種液膜很容易分裂成微小的液滴。推進劑在離心式噴嘴內的旋轉可借助於裝置在噴嘴內的專門的渦流器（見圖3*a*）進行，也可借助於將液體切向輸入噴嘴內腔的方法，這樣，液體在噴出之前就得到圍繞噴嘴軸心旋轉的速度（見圖3*b*）。後一方法液體不是沿噴嘴軸心，而是從側面進入噴嘴。這樣的噴嘴稱為切向離心式噴嘴。

發動機頭部上的氧化劑和燃燒劑噴嘴相互間按一定的順序排列——棋盤式、蜂窩式和同心圓式（見圖4）。

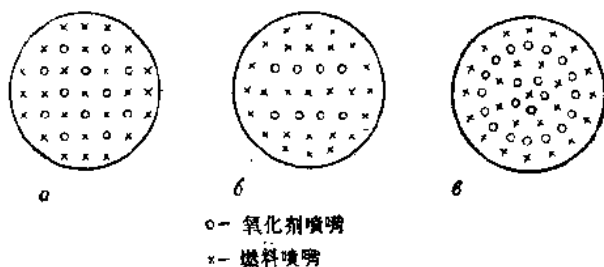


图4 喷嘴在发动机头部上的排列：
 a—棋盘式；b—蜂巢式；c—同心圆式。

为了在燃烧室和尾喷管的气壁上建立一种防热的冷却的保护层，可在发动机头部边缘设置一排燃烧剂喷嘴 \bullet 。从边缘喷嘴喷出的燃烧剂仅一小部分与氧化剂混合，而其大部分落到燃烧室壁上，并在它上面形成液膜，这种液膜在距头部某一距离处转变为气体。这气层沿发动机壁经尾喷管流出，液膜是为了保护燃烧室和尾喷管内壁不受燃气——推进剂的燃烧产物的作用。

在现有的大多数液体火箭发动机中，都采用离心式喷嘴，因为与直流式喷嘴相比，它们能保证更好的混气形成。对于能混合时自燃的推进剂，有时也采用直流式喷嘴。

液体火箭发动机的燃烧室有各种不同的形状——圆柱形的、球形的和梨形的等。

在液体火箭发动机燃烧室内进行着推进剂组元的雾化、混合和燃烧过程，燃烧的结果，使推进剂所包含的化学能转变为热能。燃烧室的结构和尺寸应这样确定，要使推进剂能

\bullet 有必要时（可按冷却条件）可排二排或更多排的燃烧剂喷嘴。——校者注

全部燃燒，即使推进剂的化学能尽可能地全部变为热能。

推进剂的完全燃燒，一方面取决于它在燃燒室內的停留時間，而另一方面又取决于推进剂組元的化学活性，即它們的燃燒速度。推进剂的燃燒速度越快，則在燃燒室內停留的時間也就越短。

推进剂在燃燒室內的停留時間，可根据燃燒室折算长度值而确定。

所謂燃燒室折算长度，就是燃燒室的容积 V_k 米³ 与尾噴管的临界截面面积（最小截面） F_{kp} 米² 的比值：

$$l_{kp} = \frac{V_k}{F_{kp}}$$

折算长度愈大，推进剂在燃燒室內停留的時間愈长，推进剂也就燃燒得愈完全，因而推进剂的化学能将更多地轉变为热能。但是，增大燃燒室的折算长度是不行的，因为在給定的燃燒压力下，这会导致燃燒室尺寸的加大，从而会使发动机的重量增大。所以，通常力求使发动机燃燒室的折算长度不大于，也不小于推进剂完全燃燒所需的长度。

人們以压力冲量来衡量推进剂在燃燒室內的完全燃燒，压力冲量仍是燃燒室压力与尾噴管临界截面面积之乘积同推进剂每秒流量之比值：

$$\beta = \frac{pF_{kp}}{G_{cek}}$$

式中 β —— 压力冲量，公斤秒/公斤；

p —— 燒燃室压力，公斤/厘米²；

F_{kp} —— 尾噴管临界截面面积，厘米²；

G_{cek} —— 推进剂的每秒流量，公斤/秒。

压力冲量值愈大，推进剂燃燒得愈完全。該值可用实验

和計算的方法求得。

压力冲量值的理論計算是在下列条件下进行的，进入燃燒室的全部推进剂百分之百地轉变为燃燒产物。将理論压力冲量与实验所得压力冲量加以比較，便可求出燃燒室的这样一个系数 Φ_x ，它表明进入燃燒室的推进剂中有多少部分参与了燃燒过程：

$$\Phi_x = \frac{\beta_{\text{онлт}}}{\beta_{\text{теор}}}。$$

現代液体火箭发动机的燃燒室有很高的 Φ_x 值（由 0.95 至 0.98）。因此，推进剂的化学能在发动机燃燒室內，推进剂几乎全部轉变为热能。

燃燒室后面的尾噴管是由收斂段和扩散段的錐形組合而成 \bullet 。尾噴管的用途是将气体的流动速度从每秒几十米增大到几千米，即将推进剂在燃燒室內燃燒时放出的热能轉变为从火箭流出的气体——燃燒产物的动能（速度能）。正因如此，在尾噴管内产生了反作用力，或推动火箭运动的推力。

在尾噴管的錐形收斂段，燃气气流的速度可加速到音速。在尾噴管的临界截面处，气流流速正好等于相应于这个截面处的气体温度和成分的音速。

声音在气体介质中的傳播速度并不是常量，它取决于介质的温度和成分，并按下式求得：

$$a = \sqrt{kgRT},$$

式中 a ——音速，米/秒；

-
- 一般为上称此系数为压力完全系数。——校者注
 - 現在一般发动机都采用造型尾噴管，只是在早期采用过錐形尾噴管。——校者注

- k ——膨脹絕熱指數，它取決於推進劑的成分；
 g ——地球重力加速度，米/秒²；
 R ——氣體常數，公斤米/度，公斤/克分子；
 T ——氣體的絕對溫度，°K（絕對溫度等於氣體的攝氏溫度+273°C）。

在尾噴管的擴散部分，氣體的流動速度大於音速。

當氣體沿尾噴管流動時，它的壓力與燃燒室內壓力相等的值一直下降到尾噴管出口處的壓力值。

根據尾噴管幾何尺寸的大小，其出口處的壓力可能有不同的數值。尾噴管尺寸的大小應這樣選定，即在其出口切面處，膨脹氣流的壓力應等於周圍的壓力，亦即等於發動機工作時所處的介質的壓力。在這種條件下，發動機的工作是最經濟的。

當火箭向高空上升時，它的發動機在壓力變化的大氣層中工作。周圍介質的壓力實際上可以從1公斤/厘米²（發動機在地面上工作時）變化到零（當火箭升到約100公里或更高的高空時）。因此，對高空火箭來說，它的尾噴管出口處上的壓力根據這種原則選定，即火箭發動機大部分時間是在什麼樣的度高上工作。

氣體在尾噴管內膨脹度愈大，則由氣體的热能轉變為氣體射流動能的程度也就愈大。

根據推進劑燃燒產物的成分，亦即根據推進劑的種類，热能轉化為動能的程度是不一樣的。因為在同樣的溫度和壓力下的不同氣體（它們的重量等於其分子重量）的體積相同時，則氣體分子的重量愈小，那麼1公斤燃燒產物所占的體積也就愈大。因此，燃燒產物的分子重量愈小，在其他相同

的条件下，它們所形成的气体也就愈多，它們也就愈能作更多的功。从这个观点来看，含有大量氢的推进剂是較好的，因为当它們燃燒时，会生成大量的分子重量小的水蒸汽 (H_2O ，分子重量为18)。含碳量高的推进剂的性能較差，当它們燃燒时，会生成分子重量为44的二氧化碳 (CO_2)。以金屬，例如用鋁作为燃燒剂时，推进剂的性能更差，当它們燃燒时，生成分子重量为102的氧化鋁 (Al_2O_3)。

由燃燒室进入尾噴管的气体具有一定的热能余量，它等于其热容量与温度的乘积。气体在燃燒室內的温度約等于 $3000\sim 3500^\circ C$ 。气体在尾噴管出口处的温度比燃燒室內的温度要低些，然而，它还是相当高的 (約为 $900\sim 1000^\circ C$)。因此，从发动机尾噴管噴出的气体还具有很大的热能余量。

燃燒室內气体的热能与气体从尾噴管流入周围大气时的热能之差相应于可能轉化为气体射流的动能的热能。但是，并不是所有热能差都完全轉化为动能，它的一部分消耗于尾噴管內的摩擦，向管壁的傳热和与发动机軸心方向相垂直的气流速度分量，因此，这一速度分量不能产生推力等等，这些损失用尾噴管系数来估价。通常，尾噴管系数值 φ_e 为 $0.92\sim 0.95$ ，亦即有 $5\sim 8\%$ 的热能毫无价值地损耗在尾噴管內。

燃燒室和尾噴管系数的乘积給出整个发动机的系数值，該系数称为**比推力系数**。发动机的系数表明，从推进剂在发动机內由化学能轉化为燃燒产物的动能这一观点来看发动机结构的完善程度。

第三节 发动机的冷却

当推进剂在燃燒室內燃燒时，会产生大量的热。为了对

各种发动机燃烧室的热应力进行比较，提出了容热强度这一概念。所谓容热强度，系指燃烧室（推进剂在其中燃烧）单位容积内产生的热量。

液体火箭发动机是一种容热强度很大的机器。对某些热力机器来说，它们的容热强度的数值可以是：

	容热强度，仟卡/升
现代热水锅炉	0.3~1.0
喷气发动机燃烧室	22.2~33.0
液体火箭发动机燃烧室	500~4700

从这些数据中可以看出，火箭发动机的容热强度比其他的热力机器要大千百倍。因此，如果不对发动机的冷却问题给予应有的注意，那么，发动机结构用的材料就不能承受这样大的热量，因而被烧坏。火箭发动机的冷却是一个很复杂的问题，因为实际上只能采用推进剂组元作为发动机的冷却剂，通常，推进剂组元要比其他热力机器中所采用的水冷却具有更差的性能。

火箭发动机的冷却方法有两种，一种是再生冷却（外冷却），另一种是内冷却。

采用外冷却的发动机燃烧室壁和尾喷管壁做成双层的。在内壁和外壁之间利用专门的金属丝或专门的冲压坑构成1~1.5毫米的间隙，这一间隙形成了冷却套。推进剂的一个组元作为冷却剂，它进入位于尾喷管的集流管，而后再通过冷却套浸洗发动机内壁。该组元从冷却套空间进入发动机头部，再通过喷嘴喷入燃烧室。

组元在通过冷却套时的平均加热温度达到100~110°C。当利用外冷却时，不管其强度如何，不会发生热损失，当加

热了的組元噴入燃燒室时，由发动机傳給冷却剂的热量几乎全部圍到燃燒室。因此，在发动机外冷却时，应尽可能地排出更多的热量，以避免燒毀內壁。但是，在外冷却时，被排出热流值的大小是受推进剂組元性能的限制的。例如，当用煤油（或其他碳氢燃燒剂）冷却时，煤油在一定的溫度（該溫度称为热分解溫度）下开始分解。

碳氢燃燒剂的热分解，曾产生含有大量碳的固体物质，并沉积在发动机壁上。这种沉积物具有很小的热傳导性，因而从发动机气壁向液体的傳热急剧减小，燃燒室壁可能被燒毀。

推进剂組元的这些性能，像冷却套压力下的沸点溫度，也具有很大的意义。如果冷却剂的沸点相当低，那么少量的加热后，液体就在燃燒室內壁表面上沸騰。如果表面沸騰不很强烈，則它甚至可以改善冷却条件，气泡的出現，能够促使冷却液体更好的混合，从而給液体的傳热也就更多。但是，如果在被冷却的壁附近形成的不是个别的小气泡，而是整片的蒸汽膜，那么这种蒸汽膜具有很差的热傳导性，而且起着絕热层的作用，因而会妨碍从发动机壁向冷却剂的傳热。

長時間工作的（甚至是一分钟）火箭发动机的冷却，仅依靠外冷却有时是不行的。远射程的火箭发动机的工作時間在 1.5~2 分钟以上。为了防止燒坏尾噴管和燃燒室的內壁，在这种发动机中，除了用一种冷却剂进行外冷却外，还采用內冷却。

內冷却是采用向燃燒室室壁噴射一組元（通常是燃燒剂）的方法来实现的。在燃燒室壁上形成一种薄的液膜，以防止壁直接受到高溫燃气的作用。为了建立保护层液膜，在燃燒

室的任意截面上都可以向燃燒室壁上噴射組元（燃燒劑）。通過燃燒室頭部的邊緣噴嘴噴射冷卻劑是最簡單的一種方法。燃燒劑近壁層幾乎不與氧化劑混合，因此，在燃燒室頭部附近的燃燒劑實際上不參加燃燒。隨之遠離燃燒室頭部，液膜的厚度由於蒸發而減小。在離噴嘴頭部某一距離時，液膜完全蒸發，並轉為蒸汽膜。蒸汽膜逐漸與燃燒產物混合，開始燃燒，並且隨着向尾噴管出口截面的流動，逐漸變得愈來愈薄。

在某些火箭發動機中，通過燃燒室頭部噴嘴噴射的保護液膜不能到達尾噴管的臨界切面。它由於燃燒和與燃氣的混合而完全消失。對於這樣的發動機，人們採用冷卻帶的結構。在離發動機燃燒室頭部某一距離的燃燒室壁上，鑽上一些小孔，通過它們液體組元從冷卻套空間噴進來。中間冷卻帶結構能夠使整個燃燒室到尾噴管出口處得到由冷卻劑形成的保護液膜。

內冷卻與外冷卻的區別在於，它有熱損失。直接噴到燃燒室壁上的燃燒劑不與氧化劑混合。在沿燃燒室壁流至尾噴管出口截面的過程中，這些燃燒劑只能部分地燃燒，而它的大部分則以蒸汽的形式從尾噴管噴出。這樣一來，燃燒室系數（這一系數表明噴入發動機燃燒室的推進劑有多少部分完全變為燃燒產物）就會減小，也就是說，推進劑的利用率會減小。因此，火箭發動機的冷卻主要由外冷卻來保證，內冷卻僅僅是冷卻的一種輔助手段。

第四節 對火箭推進劑效能的評價

推進劑是借助於發動機傳給飛行器的一種能源。在一定