

D1
69(三)
2

0002

國防工業译丛

第三輯



1313765/04

國防工業出版社

93
13

国防工业译丛

第三辑

集体翻译

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证书第074号

财政出版社印刷 新华书店发行

*

850×1168 1/32·316 印张·110,000字

一九五七年四月第一版

一九五七年四月北京第一次印刷

印数: 1—1,500册 定价: (10)0.55元

編輯前言

本輯在火箭技術方面收集有：

“固體推進劑火箭工程現代技術”，“火箭技術中過氧化氫的應用”，“火箭進入大氣層後的搖擺”。

“固體推進劑火箭工程現代技術”一文對均質推進劑和異質推進劑有較詳細的分析，文中對燃燒機構、裝藥及彈殼等的設計提出了一些參考意見。

在航空工程方面收集有：

“高速飛行中的穩定性、操縱性和使用問題”，而“超音速歼擊機”也在本輯續完。

“高速飛行中的穩定性、操縱性和使用問題”一文討論了在高速飛行中的幾個比較重要的問題：機翼下墜、機頭上仰、無過載時的穩定性、高的着陸速度和高的接地速度及下降率。

在無線電工程方面有“結型半導體三級管放大器的過渡歷程的分析”。

在兵工方面有：“~~左~~摩力炮”、“~~氣~~壓式步槍機和保證其正常工作”和“集爆作用”。

在機械製造方面有：

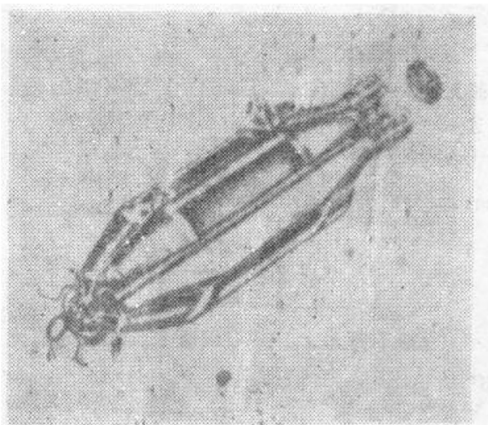
“鑲陶瓷刀片車刀應用”、“陶瓷合金的磨削及拋光”、“滲碳體的硬度問題”、“高速鋼快速加熱時殘留奧氏體之轉變”。

譯叢自本輯出版後，雖然有許多讀者來信希望能將本譯叢按類專輯定期出刊，並給予我們許多的鼓勵。但是按現有情況來看，在一輯中包括航空、無線電、兵工、機械製造等許許多種專業，既不能滿足讀者的要求，如按專業分輯出版，則又因我社人力和物力有限，一時難以實現。因此“國防工業譯叢”不再繼續出刊，敬希讀者原諒。

固体推进剂火箭工程的现代技术

[美]乔治·S·沙特蘭得

各种成分的固体推进剂已被应用两千多年了。从十三世纪欧洲首先应用的简单的黑药到现代应用的效力较高的火药发展过程中，曾经作过很多努力，这种努力近几年来尤为显著。虽然安全条例禁止讨论有关这方面的最新发展。但是可以断言，有了完善的标准设计（图1），才能使推进剂得到有效的使用。



- | | |
|-------------|-----------------|
| 1. 燃烧室装配总体 | 10. 制动轮 |
| 2. 绝热衬 | 11. 推进剂检束 |
| 3. 附属装置 | 12. 推进剂药条 |
| 4. 尾盖装配 | 13. 气流阻板 |
| 5. 安全挡板折焰锥体 | 14. 缓冲器 |
| 6. 喷嘴 | 15. Alelo 的点火装置 |
| 7. 尾部运输盖 | 16. 拉柄架 |
| 8. 密封 | 17. 导火索 |
| 9. 安全压力排气孔 | |

图1 航空火箭公司之标记6,O型,15KS-1000型的吉陀式固体推进剂火箭发动机

固体推进剂一般解釋为：一种借助于热在穩定和能够連續生成的状态下由固体轉变为热气体的物質。推进剂按氧在固体結構中的混入方法分成两类：均質推进剂（或胶状推进剂）；異質推进剂（或复合推进剂）。

均質推进剂

均質推进剂中含有各个分子燃燒时所需要的氧。这种推进剂的典型例子有“波里斯太特”（双基火药），是一种美国广泛用于兵工上的无烟火药。

均質推进剂的一般显著特性是：燃速 r 相当高 [在 70.3 公斤/公分² (1000 磅/吋²) 时約为 2.54 公分/秒 (1 吋/秒)]；溫度系数 $[d(\ln p) / dT_0, (^{\circ}F)^{-1}]$ 高，这里 p 代表操作压力， T_0 代表推进剂的起始溫度。这类推进剂是由硝化纖維与大約等重的硝化甘油製制而成的。这种混合物加上各种附加物后可以压挤成或鑄成需要的形状。

由于这种推进剂具有速燃特性及高的比冲 (每 0.454 公斤 (1 磅) 推进剂燃燒一秒鐘产生 90.8 公斤 (200 磅) 以上的推力)，所以火箭与火砲都广泛地采用双基药。

表 1 中列有三种典型双基药的特性

異質推进剂

異質推进剂（或复合推进剂）其中混有分离状态的氧化剂，这种氧化剂經常成細粒状的結晶体。燃料常用作粘合剂。另外尚有許多物質，如，瀝青、合成树脂及各种橡胶也曾作为粘合剂被試用过。

制造这类推进剂时，先将研細的固体氧化剂散在液体燃料中，加以机械搅拌，然后将混成的混合物压挤或灌注入模型中。虽然在某种条件下也可以做成不可鑄的混合物，但是最实用的混合比，其混合物是可鑄的。固体推进剂制造工艺上的最大进展之一，就是可鑄推进剂的发展，这种发展使制成大的药条成为可能。

直到现在，复合推进剂主要用于導彈的拋射器和主要的动力装置，以及各种不同类型的起飞噴射輔助器 (TATO)。推进剂的燃速 [一般約由 0.127 到 2.54 公分 (0.05 到 1.0 吋/秒)] 主要决定于氧化剂的性質，微小的分配器及混合比等。这类推进剂的燃速溫度系数相当低，因而适合在較寬的溫度範圍內工作。

过氯酸鈹 (NH_4ClO_4)、过氯酸钾 (KClO_4)、硝酸鈉 (NH_4NO_3)

等都是典型的氧化剂。硝酸铵虽是一种既多又便宜的氧化剂，但可惜，它需要經過特殊的处理始才能使得推进剂获得高的性能。最实用的混合比是 70% 至 80% 的氧化剂（以重量計）。根据所取特殊燃料——氧化剂的配合方法，按化学計算約需要 80% 至 90% 氧化剂（以重量計）。这种混合比由于粘合剂的含量低，所以它具有的物理性質頗差。混合比中的氧化剂低于 70% 左右时，容易氧化不足，这样推进剂就很难获得好的性能。

为了获得較好的燃料粘合剂，在研究工作方面，曾作了很多努力。一种好的燃料在其结构中需含有足够的氧，以便能够应用易鑄的混合比，此外尚需有好的物理性能以使溫度，时效影响及点火时产生的应力影响小。表 2 列举了四种典型的复合推进剂。

燃 燒 机 構

設計固体火箭的一个重要参数是推进剂的燃速，即：垂直于表面的平行层由固体变成热气体的速率。这种速率常从燃燒一股鉛笔大小的推进剂（在穩定的气压及一定起始溫度下）中求得，也可將药放在小火箭发动机中經過燃燒后求得。

从这些試驗中得到的燃速——压力关系常以下式表示之：

$$r = ap^n \quad (1)$$

式中 r ——綫燃速吋/秒；
 a ——常数，起始溫度的函数；
 p ——大气压力；
 n ——压力指数。

要得到切合实际的設計，必須知道推进剂的燃速与其他变数（如，压力及起始溫度）之間的关系。人們已經利用均質推进剂对燃燒机构进行了更进一步的了解。一个具有代表性的理論認為，穩定性燃燒是反应区的热回送到固体的結果。实验观察的結果表明，均質推进剂燃燒过程分为三个特性部分，即：气沫反应，燃燒气体生成反应及燃燒反应。这些反应发生在相当确定的空間順序。放热的气沫反应产生于紧挨固体本身的表面处。气态碎片由表面噴出后在暗区里产生燃燒气体生成反应。区域的寬度决定于压力。最后，在压力約为 14.06 公斤/公分²（200 磅/吋²）的时候，接着产生燃燒气体的区域形成一个光亮的放热燃燒区。

最近，阿里根彈是实验室 (Allegheny Ballistic Laboratory) 的一个部門提出了有关均質推进剂燃燒方面的理論。他們在硝酸脂的試驗工作中获

双基推进剂的性质

表 1

种 类	JPN	JP	苏 联 火 棉
重量%			
硝化纖維	51.50	52.2	56.5
硝化甘油	43.00	43.0	28.0
辟瘟腦酸二乙酯	3.25	3.0	—
乙基中定剂	1.00	—	4.5
其他附加物	1.25	1.8	11.0
制造方法	压挤	压挤	压挤
比 重	1.61	1.60	—
安全儲存溫度 °C (°F)	48.9(120)	48.9(120)	48.9(120)
儲存穩定性	良好	—	—
点火溫度 °C (°F)	148.9(300)	148.9(300)	—
着火溫度範圍 °C (°F)	-28.9, 4.4(-20, +140)	—	—
压力下限公斤/公分 ² (磅/吋 ²)	35.2(500)	35.2(500)	—
烟及毒气	无烟	无烟	无烟
比时冲[当70.3公斤/公分 ² (1000磅/吋 ²)时]秒	230	230	—
燃燒率[当70.3公斤/公分 ² (1000磅/吋 ²)及 21.1°C(70°F)时]公分/秒(吋/秒)	1.65(0.65)	1.70(0.67)	0.74(0.29)

續表

种 类	JPN	JP	苏 联 火 棉
压力指数 n	0.69	0.71	0.70
温度系数 $d(\ln p)/dT_0, ^\circ\text{F}^{-1}$	0.007	0.009	0.007
绝热燃烧温度 $^\circ\text{C}(^\circ\text{F})$	2926.6(5300)	2926.6(5300)	2065.6(3750)
燃烧气体的分子量	27.8	28	—
当70.3公斤/公分 ² (1000磅/吋 ²)时燃烧气体的成分:			
CO ₂	25.1	—	—
CO	26.0	—	—
H ₂ O	28.6	—	—
H ₂	5.0	—	—
N ₂	15.1	—	—
OH	0.5	—	—
比热比	1.21	1.22	—
特性速度, C*公尺/秒(呎/秒)	1525(5000)	1525(5000)	—
大概費用美元/磅	5	5	—

复合推进剂的性质

表 2

种 类	热固性的脛青 推进剂—161	树脂示例— NH_4ClO_4 (約值)	树脂示例 NH_4ClO_3 (約值)	美国火箭公 司推进剂
重量%	76	—	—	—
KClO_4	—	80	—	—
NH_4ClO_4	—	—	80	变量
NH_4NO_3	16.8	—	—	—
脛青	7.2	—	—	—
油	—	20	18	变量
树脂粘台剂	—	—	2	变量
触媒剂	鑄	鑄	鑄	鑄
制造方法	1.77	1.75	1.55	1.8
比重	65.6(150)	65.6(150)	65.6(150)	93.3(200)
安全儲存溫度 $^{\circ}\text{C}$, ($^{\circ}\text{F}$)	—	—	—	398.9(750)
点火溫度 $^{\circ}\text{C}$, ($^{\circ}\text{F}$)	-56.7到-112.2	-56.7到-112.2	-45.6到-101.1	—
着火溫度範圍 $^{\circ}\text{C}$, ($^{\circ}\text{F}$)	(-70到-170)	(-70到-170)	(-50到-150)	—
压力下限, 公斤/公分 ² (磅/吋 ²)	70.3(1000)	14.06(200)	7.03(100)	—
烟及毒气	有烟	有毒	无烟	无烟
比时冲, 秒	180[140.6公斤/公分 ² (2000磅/吋 ²)]	200(70.3公斤/公分 ² (1000磅/吋 ²)]	—	{150~200 (可变的压力下)}

續表 2

种 类	热固性的瀝青 推进剂—161	树脂示例— NH ₄ ClO ₄ (約值)	树脂示例 NH ₄ ClO ₃ (約值)	美国火箭公 司推进剂
燃速 (当70°F时), 吋/秒	1.6[140.5公斤/公分 (2000磅/吋 ²)]	0.5[70.3公斤/公分 ³ (1000磅/吋 ²)]	0.1[70.3公斤/公分 ³ (1000磅/吋 ²)]	{ 0.001~0.2 (可变的压力下)
压力指数 n	0.7	0.4	0.4	—
温度系数, $a(inp)dT_0$, (°F) ⁻¹	0.002	0.002	—	—
絕热燃燒温度, °C, (°F)	1760(3200)	2444.4(4400)	1444.4(2600)	—
燃燒气体的分子量	30	25	22	—
燃燒气体的成分 (当2000磅/吋 ²), 克分子量%				—
CO ₂	3.3	—	—	—
CO	44.0	—	—	—
H ₂ O	9.9	—	—	—
H ₂	27.4	—	—	—
KCl	15.1	—	—	—
N ₂	0.1	—	—	—
SO ₂	*0.2	—	—	—
比热	1.27	1.26	1.26	—
特性燃速, C*公尺/秒(呎/秒)	1219.2(4000)	1463(4800)	1219.2(4000)	—
大概費用美元/磅	2到5	2到5	1	1

得的結果已經說明，活性基回送到表面層，至少是硝酸鹽類分解的一個原因。

目前，在理論上對於複合推進劑還不能加以完善的說明。根據由於傳導發生熱回送的簡單的熱的理論，已經不能解釋某些複合推進劑的典型現象。同時，以假設由許多小的柱形燃料及氧化劑噴射物組成燃燒區的爭辯也已證明無法得出結論。在某些情況下，表現出燃燒是由於富燃料噴射物及富氧化劑噴射物或火箭的面間的傳播而發生的。特殊的燃速——壓力曲線，不希望低於或高於燃燒的壓力極限，氧化劑粒子大小的影響及觸媒劑的影響等問題是需要更完善、透徹的燃燒過程理論來加以解釋的。

燒蝕現象和燃燒不穩定現象特別使火箭設計者感到麻煩，在這個問題上，希望理論的論述很快就能應用上去。燒蝕是在平行於燃燒表面的氣流影響下發生的一種燃燒。這種情況會引起綫燃速度高於正常狀態下綫燃速度的現象。近來進行的一系列實驗（見參考書18）對這個問題已有所闡明。

共振燃燒或不穩定燃燒表現為燃速不正常的增加。這種燃燒隨同在燃燒室壓力下產生的高周率震蕩而發生，因此加快了熱在燃燒表面上的傳播速度。關於不穩定燃燒的力學目前尚未完全了解。當燃燒室中的初反應壓力太低時，也會發生一種低周率的不穩定性，通常我們稱這種現象為“粗焚”（Chuffing）。

裝藥設計

固體推進劑火箭的設計問題可以分為兩部分：藥或藥條的設計及彈殼的設計，首先是選擇最能滿足性能需要的推進劑類型。在一切因素中，我們必須考慮的項目為，總時沖、推力持久性、操作溫度及煙。在實用方面最理想的是，發動機與推進劑重量比要低。因為，發動機重大概隨操作壓力而變，但與排氣速度變化相比，則稍慢，所以最好還是在儘可能低的燃燒室壓力下進行操作。大多數推進劑的燃速隨着壓力的降低而減小。因此，要在短促的燃燒時間內產生高質流，必須選擇適當的推進劑及裝藥設計。應該引起注意的是，燃燒最快的雙基藥在壓力低於 35.15 公斤/公分^2 (500 磅/吋^2) 時燃燒得不好。高質流及高裝填密度要求高值的內部面積定值 K_1 。 K_1 是燃燒表面積與噴口面積的比（噴口面積就是可以通氣流的內截面的面積）。噴口中內壓力的變化很大，因而希望指數 n 值小，以使燃速對位置的變化減到最低程度。壓力變化在空間造成的燃速變化在一定程度上被燒蝕造成的變化所抵消。

選擇推進劑時必須考慮到操作溫度的範圍。某些成分由於低溫時的收縮、破裂，或由於貯存時變形，或由於高溫時的加速度，容易失敗。標準

双基药具有一种高温敏感性。当起始温度相差 37.8°C (100°F) 时，操作压力和推力就会发生设计值的 100% 变化，这些变化，要求超负荷设计的发动机，并且还破坏火箭飞行的准确性，因而不是我们所希望的。

发烟及有毒的气体有时是重要的因素。许多混合推进剂（用硝酸铵制成的推进剂除外）都能发烟。此外，过氧化铵推进剂中尚有含氧化氢的废气。大多数的均质推进剂都不发烟。

推进剂选定后就要设计药条。初步计算时，假设已知推进剂的燃速为压力及起始温度的函数，而此燃速代表火箭燃烧室局部的平均燃速；其他设计因素也均为已知。例如，总冲及发动机直径可以固定，或给以既定推力及最短的燃烧时间。在任何条件下，经几次计算，就可确定基本的发动机设计。为求平衡，须使单位时间内经过喷嘴的气流重等于燃烧表面在单位时间内产生的气流重。

$$g P_c A_t / C^* = \rho_p A_c r \quad (2)$$

式中 g ——重力加速度，公尺/秒² (呎/秒²)

P_c ——燃烧压力，公斤/公分² (磅/吋²)

A_t ——喷喉面积，公分² (吋²)

A_c ——燃烧表面积，公分² (吋²)

ρ_p ——推进剂密度，公斤/公分³ (磅/吋³)

C^* ——特性速度，公尺/秒 (呎/秒)，仅为 γ , T_c 及 MW 的函数

γ ——废气比热

T_c ——推进剂燃烧温度

MW ——燃烧气体的分子量

r ——线燃速度，公尺/秒 (呎/秒)

由 (1) 式所得 r 值代入 (2) 式，得

$$P_c = C_1 K_N^{1/(1-n)} \quad (3)$$

其中 $K_N = A_0/A_t$, C_1 为推进剂常数。由上式可明显地看出，压力的值小时，指数 n 可以减少装药及燃烧室的几何尺寸来改变对工作压力的影响。同时，上式也说明了，压力指数小于 1 时始能获得稳定的燃烧。

例 証

为 1000 磅推力的起飞喷射辅助器设计药条，要求在燃烧室压力为 1000 磅/吋² 时燃烧 20 秒。假设推进剂在 1000 磅/吋² 及 70°F 时，则有如

下特征:

$$\begin{aligned}r &= 0.5 \text{ 吋/秒} \\ n &= 0.4 \\ C^* &= 5000 \text{ 呎/秒} \\ \rho_p &= 0.058 \text{ 磅/吋}^3 \\ \gamma &= 1.2\end{aligned}$$

因发动机将在海平面上操作, 所以压力比 1000/14.7 或 68。相当的喷嘴膨胀比为 9.0 (看参考书 2)。从这本参考书中得出相当的推力系数 C_F 约为 1.6; 推力系数的意义如下式的规定:

$$F = C_F P_c A_t \quad (4)$$

与 C^* 的关系如下式

$$C_F C^* = g I_{sp} \quad (5)$$

式中 F ——推力, 磅

I_{sp} ——比时冲, 秒

由 (5) 式应用上述的假设所得的比时冲为 248 秒。

由于瞬间推进剂流不似液体推进剂那样在燃烧过程中进行测量, 所以比时冲用总压力表示如下式

$$I_{sp} = I_t / W_p \quad (6)$$

总时冲为

$$I_t = \int_0^{t_b} F dt \quad (7)$$

式中 W_p ——推进剂重, 磅

t_b ——燃烧时间, 秒

由 (4) 式求得所需的喷嘴面积是

$$A_t = 1000/1.6 (1000) = 0.625 \text{ 吋}^2,$$

K_N 值可由 (2) 式求得

$$K_N = g P_c / \rho_p C^* r = 222$$

于是, $A_c = 222(A_t) = 139 \text{ 吋}^2$, 端面燃烧的装药, 药条直径必须为 13.3 吋。恒推力为 1000 磅, 燃烧 20 秒钟需装药重 30 磅, 推进剂流速为 4 磅/秒。这些值由 (6)(7) 式求得。所以药条长度等于:

$$l \approx W_D / A_c \rho_D = r l_b = 10 \text{ 吋}$$

在应用上，空气动力学的流线型是不需要的，只要装药长度与直径的比为一就可以了。

通常，要求压力-时间的关系稳定。获得这种稳定的方法一般是，在燃烧期内使燃烧表面保持接近常数。如要设计耐燃时间长的起飞喷射辅助器或气体发生器，端面燃烧的装药能够最有效地利用燃烧室的容积。装药贴在弹壳壁上使之仅有端面燃烧。为了达到这样的目的，常将推进剂注入弹壳，使之凝固。为了耐燃时间短的推进剂的应用，发展了各种形状的具有大燃烧面积的装药，图2所示是几种比较普通的装药形状。燃烧时间是由各种药垂直

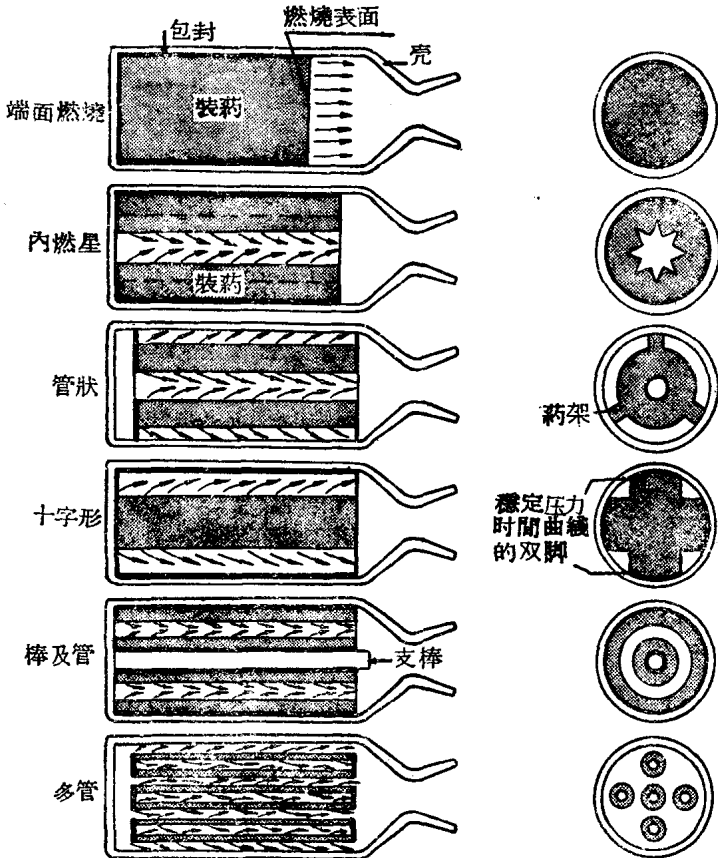


图2 典型推进剂装药的形状

于燃燒表面的厚度來決定的。內孔燃燒藥條的優點是彈殼不接觸熱氣流。同時，裝藥被燃燒室壁支持着，也很方便。

彈 壳 設 計

燃燒室通常是一種設計得能夠承受最高燃燒室壓力及因溫度變化在壁上造成的應力的鋼殼。內孔燃燒藥條必需應用一種物質將裝藥很好地貼附在燃料室壁上，這種物質要在溫度反復變化時不破裂或熔化，也不因加速所產生的力而變形或脫落，並須能抵抗熱的燃燒產物的侵襲。

噴嘴可以用耐熱或吸熱的材料製造。對燃燒時間長的，要靠噴嘴的材料來吸收熱是不可能的，因此噴嘴只能用抗熱材料製造。噴嘴最容易被高速氣流下發生的高速傳導的熱所燒蝕。噴嘴材料、氣流溫度、成分及速度等，是影響燒蝕程度的各種因素。由參考書可以看出，由於一般耐熱鋼的導熱性能不好，所以它不能作為製造噴嘴的材料，碳化鎢和鉬的嵌鑲物抵抗燒蝕的性能很好，但生產費用太貴。石墨嵌鑲物曾被認為是比較滿意的製造噴嘴的材料。普通冷軋鋼被證明是另一種具有與任何試驗過鋼材同樣令人滿意的抵抗燒蝕性能的鋼材。

點 火

點火器必須供應足夠的氣體以使燃燒室的壓力接近其穩定狀態的操作值，同時還必須把推進劑的燃燒表面加熱到點火溫度。點火應該在儘可能短的時間內，在實際上與整個燃燒面點燃的同時完成。這樣就能在千分之30至40秒內把全部推力發出來，這種推力使固體推進劑火箭具有作為導彈、飛機的拋射器的可貴價值。

普通點火器是一個裝有黑藥或裝有氧化劑及金屬燃料的混合物（如鋁加過氯酸鉀）的塑料殼。這種可燃材料常借某種底火材料點火，而底火材料再用電阻絲引爆。如果不考慮形狀，已證明點火器位於火箭頭部比較可靠。

結 論

因此固體推進劑火箭的設計包括下列四部分：（1）推進劑裝藥；（2）燃燒室殼；（3）噴嘴；（4）點火器設計。其他未談到的還有一些重要的附屬件，如：擋藥板、安全爆盤、推力穩定器、外部裝置。

完整的設計步驟應該有比現在这里敘述的更詳細的分析。燃燒速度（為壓力及起始溫度的函數）的經驗數據及有關燒蝕的數據中須加以應用。燃燒室壓力（為面積比 K_N 及 K_I 的函數）應由實驗中求得。另外一些因素如：瞬息的熱傳導、溫度、壓力燃燒極限、從可逆絕熱氣流的變離、藥條支架及防燃物 (*inhibitor*) 也必須予以考慮。

本文列舉的參考文獻中包含很多有關新推進劑及現代設計步驟方面的資料。過去10年中所發展各種類型的推進劑幾乎可供設計者選擇作任何應用。希望今後對固體推進劑的燃燒過程的進一步了解能夠有助於消除燒蝕及不穩定燃燒等一些設計上的困難，並能幫助設計者肯定一些現在必須借助於實驗才能得到的現象。

參 考 書

CENERAL:

1. Wimpres, R.N., Internal Ballistics of Solid-Fuel Rockets, McGraw-Hill Book Company, Inc. 1950.
2. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, 1949.
3. Corner, J., Theory of the Interior Ballistics of Guns, John Wiley & Sons, New York, 1950.

MECHANISM OF COMBUSTION:

4. Geckler, Richard D., The Mechanism of Combustion of Solid Propellants, Selected Combustion Problems, AGARD Combustion Colloquium, Butterworth Scientific Publications, London, 1954.
5. Parr, R. G. and Crawford, B. L., Symposium on the Kinetics of Propellants, J. Phys. and Coll. Chem., 54, 1950 pp. 929-954.
6. Rice, O. K., and Ginnell, R., Symposium on the Kinetics of Propellants, J. Phys. and Coll. Chem., 54, 1950 pp. 885-917.
7. Boys, S. F. and Corner, J., Proc. Roy. Soc., London, 197A, 1949 pp. 90-106.
8. Corner, J., Proc. Roy. Soc., London, 198A, 1949.
9. Crawford, B. L., Jr., Huggett, C., and Mobrady, J. J., Symposium on the Kinetics of Propellants, I. Phys. and