

科创航天局 2011年11月



O_2
 C_8H_{18}

液体火箭发动机的设计与制作

原著：Leroy J. Krzycki 翻译：魏广寅



“气态氧-汽油” 火箭发动机设计与制作

原著: *Leroy J. Krzycki* 翻译: 魏广寅

科新社

译者的话

英文文献 *HOW to DESIGN, BUILD and TEST SMALL LIQUID-FUEL ROCKET ENGINES* (如何设计、制作和测试小型液体火箭发动机, 中译本的标题是译者后加的) 深入浅出的介绍了气态氧—燃料油简易火箭发动机的基本原理、设计方法、计算过程和制作要领。了解这些理论和方法, 能够协助读者厘清概念, 掌握液体火箭发动机诸设计参数之间的关系, 推动我国业余火箭技术的发展步伐。因此我们将本书翻译成中文, 并对其中的计算公式进行了全面的检验。

本书仍沿用原文中的英制单位, 同时在文后附有计量单位换算表格。为方便读者学习和实际应用, 我们对设计中所需用到的公式加以整理, 编写了一个采用公制单位的小程序。这个程序可以在科创航天局的网站 (sa.kechuang.org) 下载。

译本侧重于理论计算, 故在翻译中精简了很大一部分扩展性的内容。读者如果感兴趣, 可以参考英文原版。

本书可供业余火箭爱好者学习使用, 也可供相关工程技术人员参考。

在检验公式的工作中, 得到刘彦君同志的大力协助, 在此表示感谢!

由于译者水平有限, 翻译中出现纰漏在所难免, 希望大家批评指正。

HOW to DESIGN, BUILD and TEST
SMALL LIQUID-FUEL ROCKET ENGINES

Leroy J. Krzycki

United States of America

1967

* * *

“气态氧-汽油”火箭发动机设计与制作

翻 译 者 魏广寅

编 辑 刘 虎

封面设计 王志安

科新社 2011年11月

目录

1、序论	1
2、推进剂选择	2
3、推进剂性能	4
4、公式设计	5
喷管	5
燃烧室	7
散热	8
材料	8
喷注器	8
5、实例设计	9
6、总体设计	14
7、制作	14
8、测试设备	16
供液系统组件	16
高压气瓶	16
气态氮	17
气态氧	17
燃料储罐	17
气态氧调节阀	17
推进剂流量控制阀	17
止回阀	18
溢流阀	18
燃油滤清器	18
压力表	18
管道	18
试验台	18
9、点火操作	19
附录 单位换算	21

1、序 论

火箭发动机是一个依靠推进剂燃烧产生高压气体,并通过一个特殊形状的喷嘴膨胀而产生推力的简单设备。采用气体挤压式推进剂储罐和简单的推进剂流量控制系统,便可以使一个小的液体燃料火箭发动机正常工作。

火箭发动机的结构与汽车发动机相比显得非常简单,但为什么这么多的业余火箭发动机会发生故障或造成人身伤害?简单地说,是因为业余条件下不常使用高压设备,包括相应的材料和工作温度等。人们每天的正常生活,基本都是接触低压力,常温和小尺寸的设备。

当然,通过适当的设计、细致的工艺、良好的测试,液机是可以安全运行的。也就是说,业余条件下可以制作小型的液体燃料火箭发动机,并能安全运行数小时。

液体火箭发动机采用的液体推进剂,是在高压气体的挤压下进入燃烧室的。推进剂通常由液体氧化剂和液体燃料组成。在燃烧室内,推进剂通过化学反应(燃烧)的形式,将气态燃烧产物加压和加热,并通过喷嘴高速喷出,从而传递给发动机一个反向动量,使火箭获得推力。一个典型的火箭发动机由燃烧室、喷注器、喷管组成,如图1所示。燃烧室是满足推进剂在高压下燃烧所需条件的必要部件。

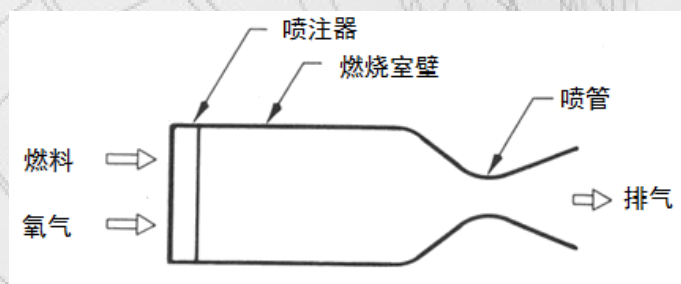


图1 典型的火箭发动机模型

发动机燃烧室需要耐受燃烧过程产生的高温高压。由于工作过程中产生高温,燃烧室和喷管通常需要传热冷却。燃烧室还必须有足够的长度,以确保燃料在进入喷管之前已获得充分燃烧。喷管是一个换能器,将燃烧室产生的热能转换为动能。喷管将高温高压燃气转换为低温低压高速的气体,流过喷管的气体速度达到每秒两英里(火箭喷管可达5000至12000英尺每秒)。

完成这个看似惊人的壮举的器件被称为拉瓦尔喷管(拉瓦尔为发明者),拉瓦尔喷管有一个压缩收敛段和扩张段,如图2所示。收敛段和扩张段之间的部分被称为喷喉(喉部、喉口)。

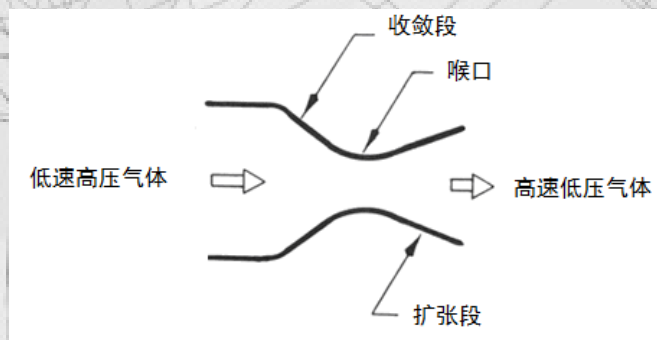


图2 拉瓦尔喷管结构

扩张段末端的截面积被称为喷管出口面积。喷管通常有足够长的时间(或足够大的出口面积),以使燃烧室压强减少到接近当地大气压强。例如火箭发动机的出口压力在海平面发射时约14.7磅/平方英寸(psi)。如果发动机是专为高空工作设计的,则出口压力低于14.7psi。在燃烧室内燃气温度高达5000~6000°F,而在喷管出口处的温度约3000°F。

2、推进剂的选择

液体火箭发动机可以使用多种氧化剂-燃料组合，其中一些在表 1 中列出。

TABLE I 一些常用的液体燃料性能

氧化剂—燃料配伍	燃烧室压力 (PSI)	氧化剂燃料 混合比	燃烧温度 (°F)	比冲 (s)
液氧—汽油	300	2.5	5470	242
气氧—汽油	300	2.5	5742	261
气氧—汽油	500	2.5	5862	279
液氧—JP4 (航空煤油)	500	2.2	5880	255
液氧—甲醇、乙醇	300	1.25	5180	238
气氧—甲醇、乙醇	300	1.2	5220	248
液氧—液氢	500	3.5	4500	363
红烟硝酸—JP4 (航空煤油)	500	4.1	5150	238

注：大气压为 14.7PSI

表 1

但是最常用的推进剂组合往往是很危险的、有毒的并且价格昂贵。业余爱好者可以考虑现成的、合理、安全、易于操作而且价格便宜的燃料组合。根据经验，建议使用气态氧作为氧化剂和烃类液体作为燃料。它们能提供良好的性能，并能明显观察到燃烧的火焰。这类推进剂用在 Atlas 导弹和土星 5#空间助推器中。当然，他们采用的不是气态氧而是采用液氧。

气态氧价格低廉，容易采购，几乎任何一个压力容器行业的储罐均要使用氧乙炔焊接。只要有合理的预防措施，并且（以后详细说明）气体（罐）经过处理站的安全测试，就能保证充分的安全性。气体压力很容易检测，而且气体流量容易通过市售的阀门来控制。

碳氢燃料，如汽油和酒精，随时随地都可以买到。因为汽车内燃机和电力设备要大量使用它们。本书的后续部分将假设业余液体燃料火箭发动机的推进剂是气态氧和碳氢燃料。

碳氢燃料在不同氧燃比下燃烧温度与燃烧室压力的关系如图 3 所示。氧燃比定义为氧化剂质量流率与燃料的质量流率之比。

$$O/F = w_o/w_f \quad (1)$$

where $w_o = \text{lb of oxygen/sec}$

$w_f = \text{lb of fuel/sec}$

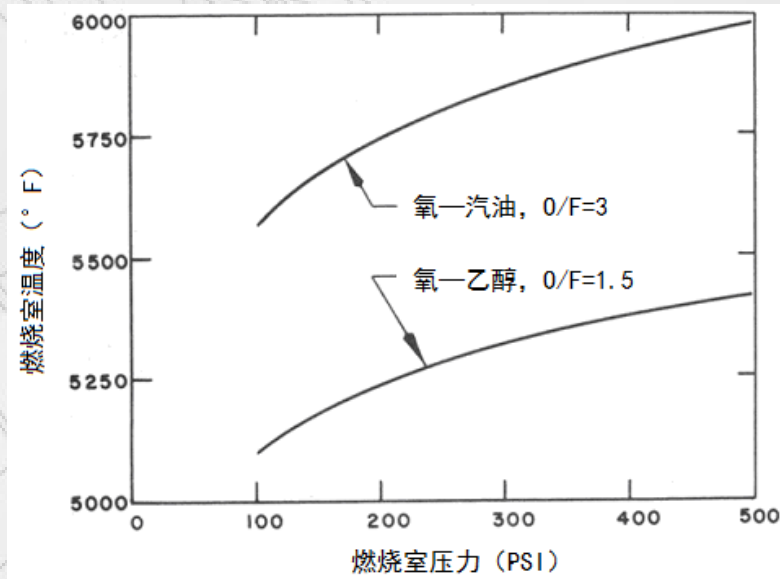


图 3 不同氧燃比下燃烧温度与燃烧室压力的关系

当混合比达到燃料化学反应的计量比时，达到最高的燃烧温度。在富燃（料）状态下燃温下降。图 4 给出了燃烧室压力恒定的情况下，氧燃比不同导致的燃温变化。

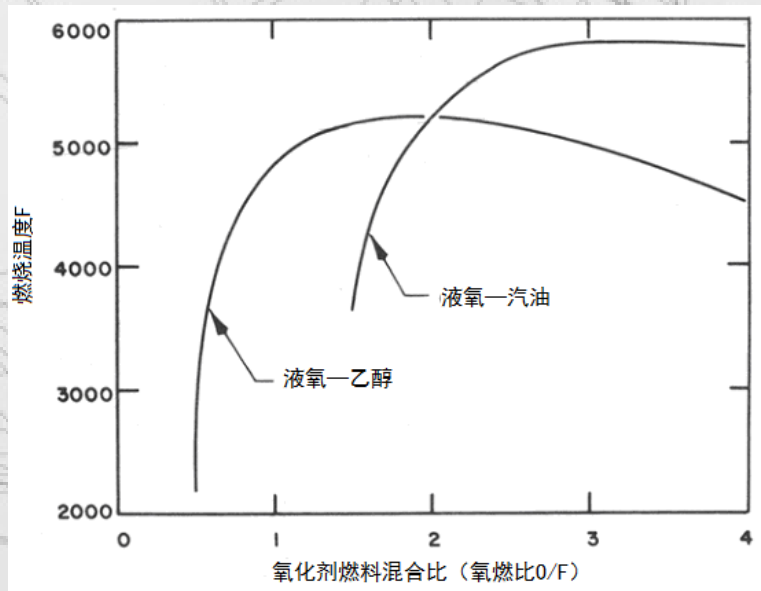


图 4 在燃温与氧燃比（恒定燃烧室压力 300 psi）

单位质量推进剂完全燃烧后产生的冲量被定义为比冲 I_{sp} ，单位 s（秒）。

$$I_{sp} = \text{thrust} / \text{total propellant flow rate} \quad (2)$$

图 5 表示在不同的燃烧室压力下比冲的变化。从此图可通过推力确定推进剂流量，假设您希望设计一个使用气态氧和汽油的火箭发动机，燃烧室压力 200 psi（约 2MPa），需产生 100 磅（约 9Kg）的推力。从图 5 中看出在此条件下推进剂的性能，1 磅燃料燃烧时可产生 244Ns 的冲量（或 244N 的推力，如果燃烧 1 秒钟的话）。质量流率与比冲、推力的关系如公式（3）。

$$w_t = F / I_{sp} = 100 / 244 = 0.41 \text{ lb/sec} \quad (3)$$

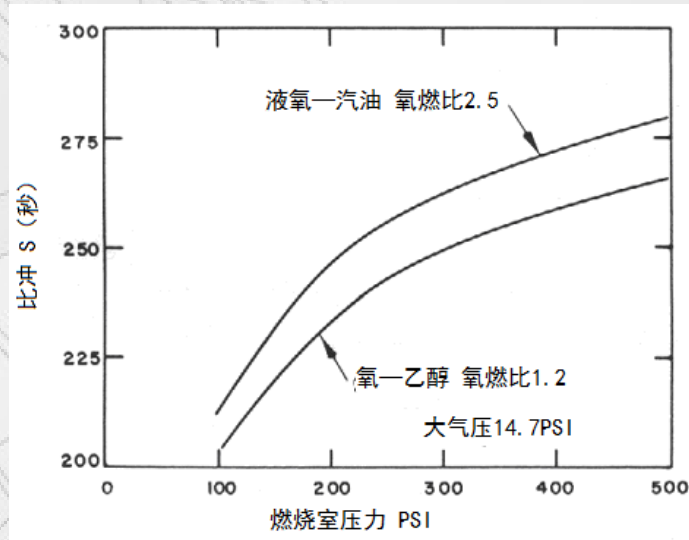


图 5 比冲与氧燃比的关系

从图 5 可看出，液氧—汽油燃料最高比冲时氧燃比为 $r=2.5$ ，我们可以算出氧化剂和燃料的质量流率。

$$w_o = w_t \frac{r}{(r + 1)} = 0.293 \text{ lb/sec} \quad (4)$$

$$w_f = w_t / (r + 1) = 0.117 \text{ lb/sec} \quad (5)$$

$$w_t = w_o + w_f \quad (6)$$

3、推进剂性能

表 2 给出了气态氧、甲醇和汽油的理化性质。

表2 选用的火箭燃料的理化性质

项目	气态氧	甲醇	汽油
化学式	O ₂	CH ₃ OH	C ₈ H ₁₈
分子量	32	34.04	114
颜色	无色	无色	无色
对金属的腐蚀性	无	无	无
火灾危险等级	高	高	高
毒性	无	剧毒	中等毒性
密度	0.083 lb/ft ³	48 lb/ft ³	44.5 lb/ft ³

注：氧气在标况下的密度由下面公式确定

$$\rho_2 = \rho_1 (P_2/P_1) (T_1/T_2), \text{ where } P_1 = 14.7 \text{ psi}, T_1 = 68^\circ\text{F}, \rho_1 = 0.083$$

4、公式设计

以下部分将利用简化公式，详细设计计算小型液体燃料火箭发动机的各项尺寸参数，参数的意义标示于图 6。

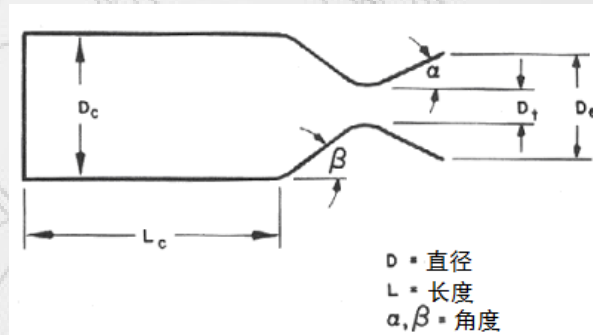


图 6 发动机设计参数

4.1、喷管

喉部截面积可以计算，假设总推进剂流量是已知的，推进剂和工况是确定的。根据理想气体状态方程：

$$A_t = w_t / P_t \sqrt{R T_t / \gamma g_c} \quad (7)$$

其中R 为这种气体的气体常数（等于普适气体常数/燃气产物平均分子量，其中普适气体常数 $R_0=1545.32 \text{ ft-lb/lb}$ ），燃气产物平均分子量用M表示，气态氧和碳氢燃料的燃烧产物分子量约 24，从而使R约等于 $65^\circ \text{ Rft-lb/lb}$ （即 $^\circ \text{R}$ ）。 γ 为气体比热比（定压比热 C_p 与定容比热 C_v 之比），取 1.2, g_c 为地球引力常量，等于 32.2 英尺/秒^2 。

对于进一步的计算，使用气态氧和碳氢燃料推进剂时，读者可将以下三个参数定为常数：

$$R = 65 \text{ ft-lb/lb}^\circ \text{R}$$

$$\gamma = 1.2$$

$$g_c = 32.2 \text{ ft/sec}^2$$

T_t 是喷管喉部的气体温度。由于燃烧室的热能损失，气体在喷管喉部的温度较低。喷喉处的气流速度超过音速（马赫数 >1 ），因此

$$T_t = T_c \left[\frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2}} \right] \quad (8)$$

For $\gamma = 1.2$

$$T_t = (.909) (T_c) \quad (9)$$

T_c 是燃烧室火焰温度，使用蓝氏温标 $^\circ \text{R}$ 。

$$T (^\circ \text{R}) = T (^\circ \text{F}) + 460 \quad (10)$$

P_t 是喷管喉部气体的压力。在喷管喉部燃烧室气体超过声音速度（马赫数 >1 ）因此压力较小。

$$P_t = P_c \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (11)$$

For $\gamma = 1.2$

$$P_t = (.564)(P_c) \quad (12)$$

高热气体必须进行膨胀，以获得最大推力。燃气膨胀后压力将减少，速度升高，直到燃气静压力接近当地大气压。喷出燃气的马赫数=气体速度/本地音速。对于喷嘴出口处的马赫数，有一个完善的气体状态方程扩展表达式：

$$M_e^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_c}{P_{atm}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (13)$$

P_c 是燃烧室压力。

P_{atm} 是当地大气压力，1个标准大气压=14.7 psi。

喷管出口面积是由相应的马赫数和燃烧室压力决定的，如下公式：

$$A_e = \frac{A_t}{M_e} \left[\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2}{(\gamma + 1)/2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (14)$$

因为气态氧和碳氢化合物推进剂的 γ 常数是 1.2，我们可以消去公式中的 γ ，计算的结果见表 3。

TABLE III Nozzle Parameters for Various Chamber Pressures, $\gamma = 1.2$, $P_{atm} = 14.7$ psi

P_c	M_e	A_e/A_t	T_e/T_c
100	1.95	1.79	0.725
200	2.33	2.74	0.65
300	2.55	3.65	0.606
400	2.73	4.6	0.574
500	2.83	5.28	0.55

表 3

因此喷管出口面积

$$A_e = A_t (A_e/A_t) \quad (15)$$

燃气在喷管出口处的温度

$$T_e = T_c (T_e/T_c) \quad (16)$$

喷管喉部直径由下式决定

$$D_t = \sqrt{4A_t/\pi}, \quad \pi = 3.14 \quad (17)$$

喷管出口直径由下式决定

$$D_e = \sqrt{4A_e/\pi} \quad (18)$$

一个好的喷管收敛半角 β 值为 60° (见图 3)。喷管扩张半角不应大于 15° ，以防止喷嘴内部流动损失。

4.2、燃烧室

用参数特性长度 L^* 来描述燃料完全燃烧时所需的燃烧室容积

$$L^* = V_c/A_t \quad (19)$$

其中， V_c 是燃烧室容积 (包括喷管的收敛段容积)，单位立方英寸。 A_t 为喷管喉部面积 (平方英寸)。对于气态氧—烃类燃料， L^* 取值 50 至 100 英寸较为合适。 L^* 表征了推进剂在一定的燃烧室内的滞留时间。由于室内气体具有较高的轴向流动速度，为了减少损失，燃烧室截面积至少应为三倍喷喉面积。
燃烧室截面积

$$A_c = \pi D_c^2/4 \quad (20)$$

燃烧室容积 (其中 convergent volume 为拉瓦尔喷管收敛段容积):

$$V_c = A_c L_c + \text{convergent volume}$$

对于小型燃烧室，收敛段容积约为燃烧室圆柱部分容积的 1/10，所以

$$V_c = 1.1(A_c L_c) \quad (21)$$

小型燃烧室 (推力小于 75 磅) 的直径应取 3-5 倍喷管喉部直径，这样可以为喷注器提供有效的喷注面。燃烧室侧壁厚度必须能够承受高温燃气造成的内部高压，燃烧室壁还必须具有冷却系统。燃烧室壁还必须满足焊接的工艺需求。由于室壁为圆柱壳体，在壁上的允许的工作压力 S 是由下式决定。

$$S = PD/2t_w \quad (22)$$

其中

P 是在燃烧室的压力 (忽略冷却液压力壳外)

D 是圆柱体的平均直径

t_w 是筒壁厚度。

一个小冷水冷燃烧室的典型材料是铜，允许工作压力是约 8000 磅。因此，燃烧室内壁的厚度如下式

$$t_w = PD/16000 \quad (23)$$

这是最起码的厚度，实际厚度应更厚一些，为焊接、弯折留出余量。室壁的厚度和喷嘴厚度通常取相等值。方程 (22) 也可以用来计算室壁水冷夹套的厚度。在这里， t_w 值将要考虑设计时的最薄弱处和焊接等工艺带来的影响 (如 O 形圈沟槽等)，根据水冷夹套选用的材料，方程 (22) 必须使用新的许用应力值 S 。

业余条件不应该考虑制作再生冷却火箭发动机，因为它们只能工作很短的时间而且需要深奥的理论知识。水冷装置用于冷却部分或全部的接触到灼热燃气的金属部件。喷注器通常是靠推进剂的流动自我冷却。燃烧室和喷嘴需要外部冷却。

冷却夹套中的冷却剂，在正规的情况下是使用推进剂其中的某一组分。在静推力试验和业余操作中，建议使用水做冷却工质。喷管喉部区域通常具有最高的热转移强度，因此最难降温。单位容积的火箭发

动机燃烧室释放的能量是非常大的。因此，火箭发动机的冷却，是一个困难和严峻的问题。完整的热转移火箭发动机设计是非常复杂的，业余条件难以达到。但可以依赖一些重要的经验来设计，例如：

1. 使用水作为冷却剂。
2. 使用铜为燃烧室和喷嘴壁。
3. 冷却夹套中水的流速应 20 至 50 英尺每秒。
4. 水流量应足够高，避免沸腾。
5. 远离冷却水出口
6. 源源不断的冷却水是必不可少的。

4.3、散热

绝大部分的热量来自燃气与室壁的对流传热，热传导、热辐射的热转移量通常低于总量的 25%。室壁必须在水冷温度下保持足够的强度，以防止事故。发动机失效通常是因为冷却侧的温度升高，从而导致强度下降甚至熔化。在水冷式发动机中，水转移吸收了绝大部分热量，因此水必须有足够的散热能力，以防止水冷夹套中的某一点发生沸腾。转移到冷却室水的总热量为：

$$Q = q A = w_w c_p (T - T_i)$$

其中

- Q=总热量的转移，B_{tu}/秒
- q=平均热室传输速率，B_{tu}/in²-sec
- A=传热面积，in²
- W_w=冷却液流量，英镑/秒
- C_p=比热的冷却液，B_{tu}/lb°F
- T=冷却液离开外套的温度，°F
- T_i=冷却液进入外套的温度，°F

下一节中将使用这个公式进行实例设计计算。

4.4、材料

燃烧室的室壁和喷管需要承受高温、高速、高压以及化学腐蚀。室壁材料必须具有高热导率（即良好的散热能力和电导率），同时又要有足够的强度以承受燃烧室压力。只有在那些直接接触推进剂气体的部分，材料要求才比较苛刻。其他部件可以采用传统材料制成。如果火箭发动机的燃烧室材料选择不当，将迅速导致壳体烧穿和发动机损坏。即使是在室壁上的一个小针孔，几乎立即（在一秒钟内）开成一个大洞，因为燃烧室灼热气体（4000-6000° F），将迅速氧化熔化小孔周围的金属，然后吹走，暴露出新的金属面，继续氧化熔化烧蚀。

现在的导弹火箭发动机已经采用了轻巧、高效、先进的金属材料和制造技术。但这些先进的金属和制造技术是远远超出了业余爱好者所能接受的范畴。当然，除了比较笨重而外，使用普通的金属和制造技术制作火箭发动机是完全可行的。众多经验告诉我们，对业余火箭发动机有以下几点注意事项：

1. 燃烧室和喷嘴应使用一块铜进行整体加工。
2. 接触灼热气体的部件也应用铜加工。
3. 冷却夹套和那些不接触灼热燃气的零件，应使用黄铜或不锈钢。
4. 专业工具和焊接技术是制作出可以使用的发动机的必要条件，以次充好、粗心的思想或者较差的工艺，会很容易引起发动机故障。

4.5、喷注器

喷注器的功能是以特殊的方式输送推进剂进入燃烧室，使其能有效燃烧。对于小型发动机设计，有两种类型的喷注器业余制作可以考虑。

第一类是撞击射流式喷注器，氧化剂和燃料各自通过一个独立的小孔射出，使射流造成相互交叉、

碰撞。燃料流与氧化剂流猛烈撞击，分散成小液滴。当使用气态氧氧化剂和液态烃燃料，撞击后液体流扩散并汽化，造成良好的搅拌效果和高效率燃烧。这种类型的喷注器的缺点是，小型发动机使用的非常小的喷注孔，而所需的流体力学特性和公式计算的吻合度较低。再者，小孔也很难加工，尤其是在柔软的铜材上。尽管如此，这里还是为火箭发动机设计者提供一个完整的公式。下面的方程是低压液体通过一个简易的喷口（例如一个圆形钻孔）的情况：

$$w = C_d A \sqrt{2g\rho\Delta P} \quad (25)$$

其中

- W =推进剂流速, lb/sec
- A =孔口面积, ft²
- ΔP=喷口压降, lb/ft²
- ρ=推进剂的密度, lb/ft³
- g =万有引力常数, 32.2 ft/sec²
- C_d=喷口流量系数

喷注速度，或从喷口射出的液流速度是：

$$v = C_d \sqrt{2g (\Delta P/\rho)} \quad (26)$$

通常用于小型液体燃料火箭发动机的喷注压降为 70 至 150 psi，或喷射速度 50 至 100 英尺/秒。喷注压降必须足够高，以消除燃烧室内部的燃烧不稳定性，但绝不能一味增高压降，这样会给储罐和供液系统带来制作难度。

第二种是一个成品雾化喷嘴，它可以获得锥形、实心锥形、空心锥形或其他类型的喷雾形状。当液体碳氢燃料受压通过喷嘴时，产生的燃料液滴（类似于家用燃油燃烧器所使用的）很容易与气态氧混合，以及由此产生的混合物很容易蒸发和燃烧。因此雾化喷嘴一直对业余爱好者有较强的吸引力。对于工业成品雾化喷嘴，业余只需要根据发动机的设计，确定所需的大小和喷雾特性，然后用较低的成本购买。图 7 说明了两种类型的喷注器结构。强烈建议制作业余火箭发动机使用第二种喷注器。

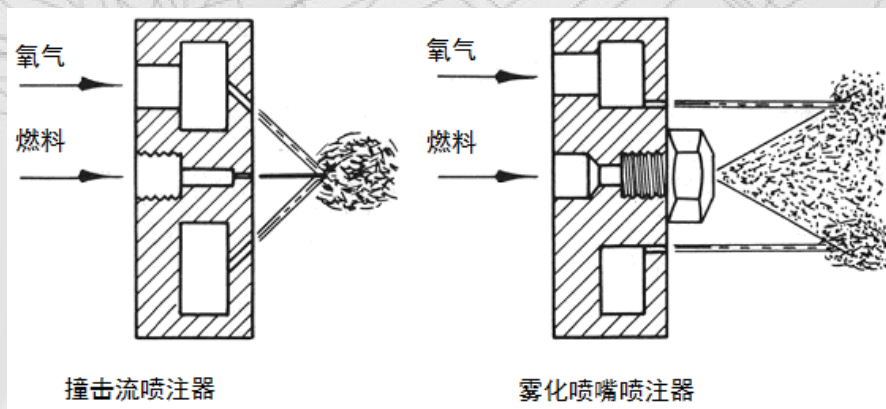


图 7 为业余火箭发动机的燃料喷注器

5、实例设计

下面将用一个火箭发动机设计实例来说明公式的用法以及前面述及的概念。

要求：设计一个采用气态氧—汽油推进剂的小型水冷式液体燃料火箭发动机，设定燃烧室压力为 300 psi(2MPa)，推力为 20 磅(9.06Kg)，发动机工作于海平面。

第 1 步

从表 1 和图 3、4、5 中，我们确定，最佳 O/F 比（氧燃比） r 约为 2.5，理论比冲约 260s。总的推进剂流量由公式（3）计算：

$$w = F/I_{sp} = 20/260 = 0.077 \text{ lb/sec}$$

由于氧燃比 r 为 2.5，我们找到公式（5），计算得出燃料流量为 10g/s

$$w_f = w/(r + 1) = 0.077/3.5 = 0.022 \text{ lb/sec}$$

从公式（6）得出氧流量为 25g/s

$$w_o = 0.077 - 0.022 = 0.055 \text{ lb/sec}$$

作为检验，我们将氧气流量除以燃料流量，其结果是 2.5，说明计算正确。

第 2 步

从表 1 我们注意到，燃烧室气体的温度是 5742°F，或约 6202 °R（°R ≈ °F+460）。从公式（9）算出，气体在喷管喉部温度为：

$$T_t = .909 (T_c) = .909 (6202) = 5650 \text{ °R}$$

第 3 步

由公式（12）算出在喷管喉部的压力为：

$$P_t = .564 (P_c) = .564 (300) = 169 \text{ psi}$$

第 4 步

由公式（7）算出喷管喉部面积：

$$A_t = (w/P_t) (RT_t/\gamma g_c)^{1/2}$$

$$A_t = (.077/169) (9500)^{1/2} = 0.0444 \text{ in}^2$$

第 5 步

由方程（17）算出喷管喉部直径是：

$$D_t = (4A_t/\pi)^{1/2} = (.0566)^{1/2} = 0.238 \text{ in.}$$

第 6 步

从表三中，我们找到了 300psi 燃烧室的压力和 14.7 psi 喷嘴出口压力（海平面）下的扩张比：

$$A_e/A_t = 3.65$$

从方程 (15) 算出喷嘴出口面积:

$$A_e = 3.65 A_t = (3.65)(.0444) = 0.162 \text{ in}^2$$

第 7 步

从方程 (17) 算出喷嘴出口直径:

$$D_e = (4A_e/\pi)^{\frac{1}{2}} = (.2065)^{\frac{1}{2}} = 0.4555 \text{ in.}$$

第 8 步

对于这种推进剂组合, 我们将设计燃烧室特征长度 $L^*=60$ 英寸。由公式 (19) 得出容积为:

$$V_c = L^* A_t = (60)(.0444) = 2.67 \text{ in}^3$$

第 9 步

从方程 (21) 得出燃烧室长度:

$$V_c = (1.1)(A_c L_c)$$

但是, 我们必须先确定燃烧室截面积 A_c 。为此, 我们假设燃烧室直径为喷管喉部直径的五倍即 $D_c=5D_t$, 因此:

$$D_c = 1.2 \text{ in. and } A_c = 1.13 \text{ in}^2$$

$$L_c = V_c/(1.1)(1.13) = 2.67/1.245 = 2.15 \text{ in.}$$

第 10 步

用铜做为燃烧室和喷管的材料。由公式 (23) 得出壁厚:

$$t_w = PD/16000 = (300)(1.2)/16000$$

$$t_w = 0.0225 \text{ inch}$$

要考虑附加应力和焊接等因素的影响, 我们将设置壁厚等于 $3/32$ (0.09375 英寸), 假设喷嘴壁的厚度也为这个值。

第 11 步

以往的小型水冷式火箭发动机设计经验已经表明, 我们可以预计铜燃烧室和喷嘴平均传热率 Q 约为 $3 \text{ Btu/in}^2\text{sec}$ 。燃烧室的外表面面积和喷嘴外表面积:

$$A = \pi(D_c + 2t_w)(L_c) + \text{area of nozzle cone}$$

$$A = 9.4 \text{ in}^2 + \text{area of nozzle cone}$$

喷嘴外表面积可以假定为室表面积的约 10%，所以：

$$A = (1.1)(9.4) = 10.35 \text{ in}^2$$

由公式（24）算出转移到冷却液的总热量：

$$Q = q A = 3(10.35) = 31 \text{ Btu/sec}$$

第 12 步

冷却水的流量，假设允许上升 40 °F 的话，从公式（24）可以计算出所需的水流量：

$$w_w = Q/\Delta T, \text{ where } c_p \text{ for water} = 1.0$$

$$w = 31/40 = 0.775 \text{ lb of water per sec.}$$

第 13 步

燃烧室壁和外套之间的环形流道的大小必须能容纳流速达到 30 英尺/秒的冷却水。这个速度是由流道尺寸决定，如下：

$$v_w = w_w/\rho A$$

$v_w = 30$ 英尺/秒， $w_w = 0.775$ 磅/秒， $\rho = 62.4 \text{ lb/ft}^3$ ，环形流道面积 A：

$$A = (\pi/4) (D_2^2 - D_1^2)$$

其中， D_2 是外套的内径， D_1 是燃烧室的外径，鉴于：

$$D_1 = D_c + 2t_w$$

再代入上述方程：

$$D_2 = \sqrt{\frac{4w_w}{v_w \rho \pi} + D_1^2}$$

$$D_2 = (.0151)^{\frac{1}{2}} = .123 \text{ ft} = 1.475 \text{ inch}$$

$$D_2 - D_1 = 0.085 \text{ inch}$$

求出循环水夹套缝隙为 0.0425 英寸。

第 14 步

这种小型火箭发动机的燃料喷注器是一个工业成品 75° 雾化角喷嘴。所需的喷嘴的型号由燃料流量决定。

$$w_f = 0.022 \text{ lb/sec} = 1.32 \text{ lb/minute}$$

每加仑汽油有六磅，则雾化喷嘴流量的要求是每分钟 0.22 加仑 (Gpm)。现在可以从供应商的产品中选择，喷嘴材料选择黄铜，以确保足够热量能从喷注器传入推进剂。如果已决心采用撞击射流式喷注器，所需的喷注器孔的数量和大小如下：

燃油喷射流面积由公式 (25) 得出：

$$A = w_f / (C_d) (2g\rho\Delta P)^{\frac{1}{2}}$$

我们将假设流量系数 $C_d=0.7$ ，喷注压降 100 磅。汽油的密度大约是 44.5 lb/ft³，使：

$$A = .022 / (.7) (6430) = 0.0000049 \text{ ft}^2$$

$$A = 0.000706 \text{ in}^2$$

如果只有一个喷射孔（这是简陋的做法，它可能导致燃烧不稳定）将其直径设计为：

$$D = (4A/\pi)^{\frac{1}{2}} = (.0009)^{\frac{1}{2}} = 0.030 \text{ inch}$$

可以用一个 69#钻头钻这个孔。如果采用两个燃油喷射孔，其直径为：

$$D = (.00045)^{\frac{1}{2}} = 0.021 \text{ inch}$$

可以用一个 75#钻头钻这些孔。

第 15 步

气态氧的注入孔较容易钻。这些孔的大小应该满足在设计的氧流量下气体流速约 200 英尺/秒。不能将孔钻得过小，因为容易在上游高压驱动下超音速。

如果使用一个雾化喷嘴，我们将假定使用四个平行于燃烧室中轴线且等距分布的氧喷注口围绕这个喷嘴。如果我们需要 100 磅的喷注压降，氧气气体喷注口的入口处压力将达到 400psi（室的压力，加上注射压降）。气态氧在 400 psi 和 68 °F 下的密度由理想气体状态方程（见表二）得出：

$$\rho_2 = \rho_1 (P_2/P_1) = 2.26 \text{ lb/ft}^3$$

假设不可压缩，喷注面积：

$$A = w_o / \rho v_o$$

既然我们知道了氧流量和所需的喷射速度，我们可以很容易地找到总的喷注面积：

$$A = .055 / (2.26) (200) = 0.0001217 \text{ ft}^2$$

$$A = 0.0175 \text{ in}^2$$

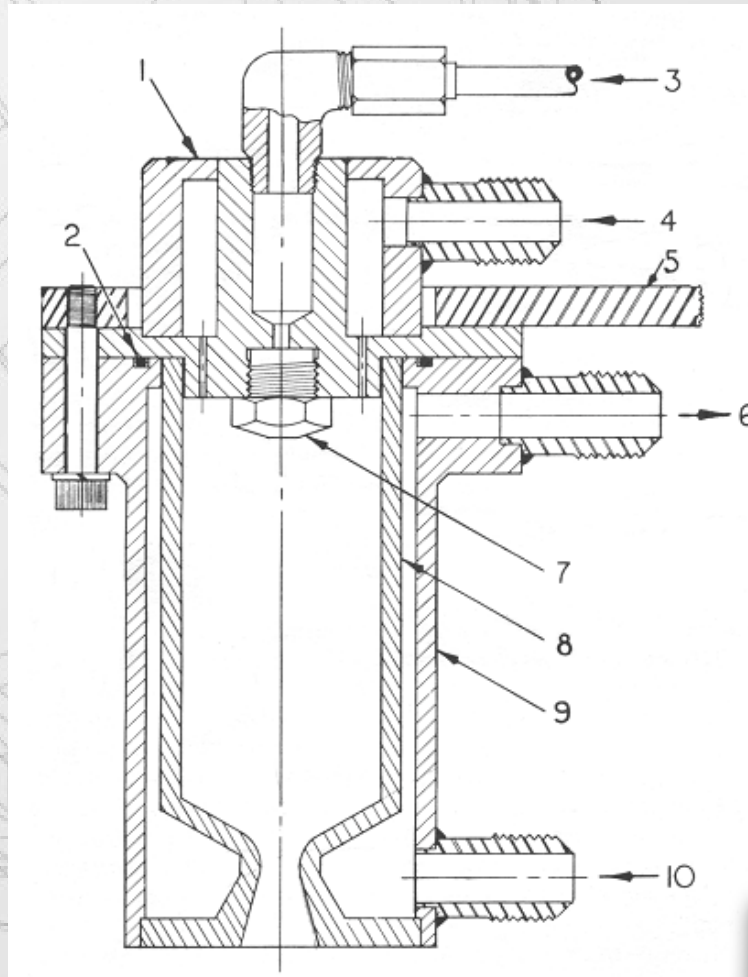
由于有四个孔，每孔面积 0.004375 in² 和每个孔的直径是：

$$D = (.00558)^{\frac{1}{2}} = 0.0747 \text{ inch}$$

可以用一根 48 号钻头钻这些孔。这些同样大小的喷口也可以用在双撞击流喷注器的燃油喷孔。氧气和燃料喷孔应与喷油面成 45° 角钻孔，使射流的交汇点的距离为距燃烧室头部 1/4 燃烧室长度之内。

6、总体设计

上述计算实例为我们提供了的火箭发动机尺寸、厚度以及主要组成部分的孔径尺寸。然而，火箭发动机的实际设计，需要工程加工，焊接等操作知识，因为这些因素相互影响从而决定发动机的最终配置。也许最好的方式是先根据适当的基础材料开始起草一个发动机的剖面图。最后完成的设计图比例为 2 : 1（或两倍于实际大小），这样能让这些小发动机的细节更为容易看清。使用上面实例计算所得的尺寸，绘制得到如图 8 所示的装配图。这种设计易于制造和装配。



(1) 喷注器外壳 (6) 冷却液 (2) O 型圈 (7) 燃油喷嘴 (3) 燃料入口 (8) 液体燃料燃烧室 (4) 气态氧入口 (9) 外壳 (5) 发动机悬置臂 (10) 冷却液

图 8 小型液体燃料火箭发动机的总装图

7、制作

一个小型液体燃料火箭发动机的制造和装配并不比其它的业余机器困难，如模型蒸汽机、汽油发动机和涡轮发动机。特别是火箭发动机并不需要转动部件和组件的动平衡。不过，绝对需要质量好的材质和安全的制作工艺。设计制作小型液体燃料火箭发动机需要以下设备和工具：

1. 带有附件的 6 号或 10 号金属车床。
2. 精密钻床。
3. 常用工具，卡尺，千分尺等。
4. 氧-乙炔焊炬或小型电弧焊机。

由于一个设计恰当的发动机为对称结构，因此不需要铣床或刨床。

金属车床重复精度应优于 0.001 英寸。

精密钻床用于钻小直径孔，应该有一个能正常运行的高速钻夹头。

测量设备，如卡尺、千分尺等，必须能够测量内外直径、长度。

因为发动机工作在高压和高温下，应在实际加工前采用定位孔（样冲）以保证质量，尤其是各种发动机的重要部件。

焊工的焊接工艺，应达到航空器需要的级别。金属接缝处必须清理干净，各部分之间必须紧密配合，以确保足够的焊接强度和完整性。在可能的情况下，组装部件在实际加注推进剂之前应用水（或测试压力氮气，但这较为危险）检查是否泄漏（称为水压试验），发现泄漏或焊接质量较差的焊缝必须返工修复。

如前所述，燃烧室和喷嘴应设计为一个整体。这样的设计，一方面容易使用车床加工，一方面无需焊接，从而增强了结合部位对高温高压的耐受能力。在所有的失败记录中，大部分故障是由于燃烧室和喷管的结合不良造成，因此设计成一个整体可以消除这个潜在的故障点。铜燃烧室和喷嘴的加工必须谨慎，以确保均匀的壁厚度和喷嘴处正确的锥形。

发动机壁较薄的部分也是潜在的故障点，并可能直接导致在试车过程中发生灾难性故障。冷却夹套的加工相对燃烧室和喷管的加工要求要低一些。夹套的典型材料为不锈钢或黄铜。壳的内壁和冷却水的进出口应细心车制。冷却剂（通常为水）的入口压力可能达到 60 至 100 psi，这些接口应采取一些紧固措施，强烈建议使用金属宝塔接口标准件（如帕克或韦瑟制造）。发动机外壳也要采用一定的紧固方式安装在试车台上。如图 8 所示。

设计外壳时要考虑强度是否能承受发动机推力（通常在 20-30 磅），喷注器还要承受 300 磅的室压，因此必须用足够数量和大小的螺栓来保证足够的承受力与安全系数（通常是两个因素）。所需螺栓的数量和大小，可从表五看出，表四给出了各种尺寸的高强度钢螺栓的平均负载能力。然而，这些螺栓的强度，在一定程度上取决于足够的咬合牙数，螺栓在装配过程中必须拧紧使用。

表5 常用高强度钢螺栓负载能力 SF=2

螺栓尺寸	载荷 lb
10-32	1500
1/4-20	2400
1/4-28	2750
3/8-16	5800

喷注器外壳还必须包含一个密封装置以防止高压燃烧室气的倒流。一个设计适当的水冷式发动机，使用弹性 O 形圈作为密封是非常可取的。如果周围的金属温度不超过 200-300° F，一个标准的氯丁橡胶 O 形圈可以稳定可靠地工作。O 形圈和 O 形圈沟槽的尺寸和设计参数可以在供应商产品手册中找到。密封的另一种方法是使用挤压铜垫片（类似于那些用于汽车的火花塞垫片，只是较大）。喷注器配合面应光滑平整，没有机器刀纹。图 9 显示了 O 形圈和铜垫片与配合面之间的装配关系。

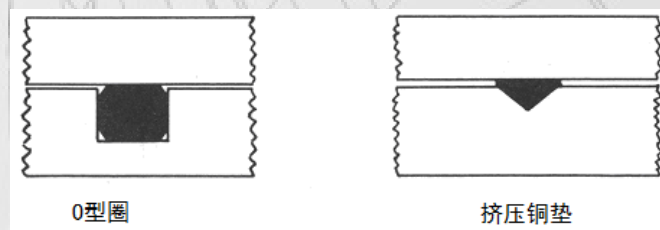


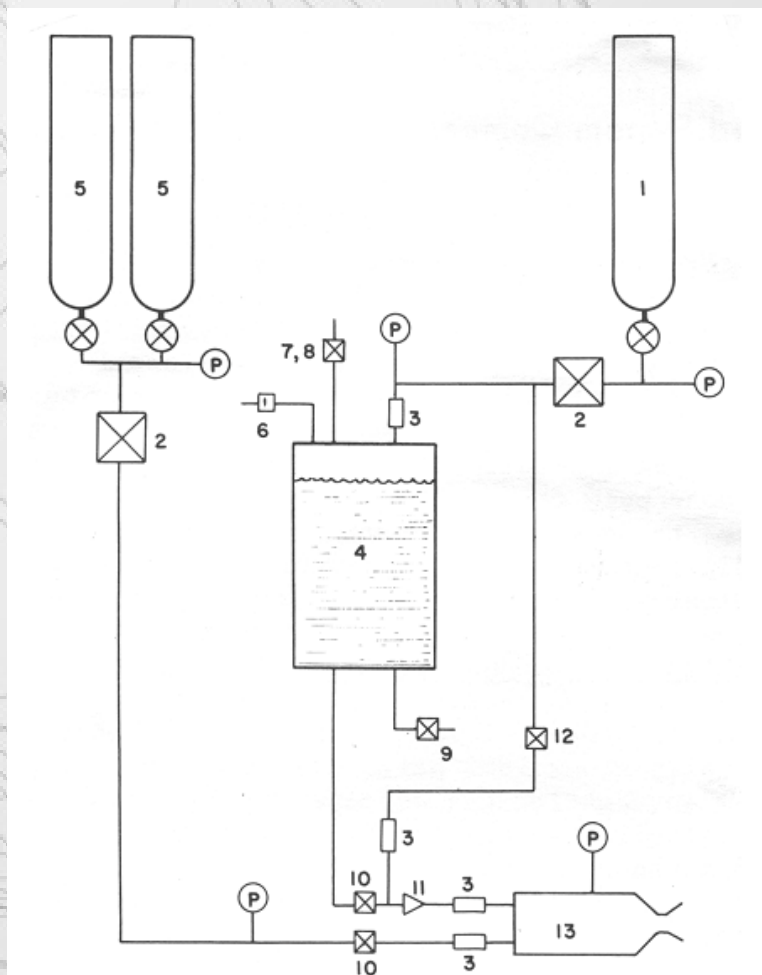
图 9 O 形圈和铜垫片的详细密封方法

O 形圈槽的尺寸是至关重要的，应参考供应商手册设计。挤压垫片槽的尺寸非常关键，槽深应约为挤压垫片厚度的 1/3。喷注器用铜材制作，可以最大限度地热量传入推进剂。喷注器的外壳，可是铜、不锈钢或黄铜。然而为达到良好效果，推进剂输入接口部件应采用不锈钢。气态氧喷注孔（以及撞击式喷注器的燃料喷孔）通常直径很小，在钻孔时应格外小心。特别是在软铜上钻孔容易在出口和入口处产生毛刺，在发动机装配前应该对喷孔毛刺进行仔细和彻底的清理，这是非常重要的。喷注器焊接完成后，

应采用热水彻底清洗喷注器装配时残留的钎焊剂，最后应放到丙酮或酒精中冲洗。

8、测试设备

在本节中，我们讨论火箭发动机的运作所需的辅助设备，以及这些设备在发动机运行中的安全使用。业余火箭发动机测试的供液系统是由压力稳定的高压氮气源将燃料从燃料储罐挤压后，经过推进剂流量控制装置进入发动机，一种典型的挤压式供液系统如图 10。



(1) 高压气态氮气供应，(2) 压力调节，(3) 检查阀，(4) 油箱，(5) 气态氧气瓶
(6) 溢流阀，(7) (8) 排气阀，(9) 排水阀，(10) 远程操作推进剂控制阀
(11) 燃油滤清器，(12) 吹扫阀，(13) 火箭发动机，P 是压力表。

图 10 气体压送系统示意图，推进剂为液体燃料和气态氧。

8.1、供液系统组件

火箭发动机的供液系统需要接触高压气体和液体。虽然许多汽车零件适合使用在业余火箭供液系统上，但通常比较昂贵。但业余制作者应该使用高品质的产品，并进行仔细的改装和预测试，这些是业余火箭发动机的安全运行的前提。

8.2、高压气瓶

在瓶装气体供应商或焊接气体供应商处很容易购得装有高压气体（通常 1800psi）的气瓶。为了防止人们随意使用高压气瓶，一般接口都是使用非标件。虽然气瓶可以买到，但价格昂贵，通常采取租借气瓶，循环充气购买气体的方式。气瓶存放时不应卧倒，最安全的方法是用链条或固定带固定在适当的工作台上。当气瓶在不使用时应该旋上阀门保护罩。气体供应商发布的操作指南上叙述了如何保养和使

用高压气瓶，建议读者阅读并遵循这些专业的说明。

8.3、气态氮气

氮是一种惰性气体，与常用材料有良好的相容性。业余制作者可以很容易地弄到高压氮，但必须要小心，所有组件都工作于高压下。保持零件的清洁度是可靠运行的重要前提。

8.4、气态氧

氧气本身不会燃烧，但能支持几乎所有的可燃材料迅速燃烧。业余制作不仅要注意高压下的安全，还必须使用能与氧兼容的材料。所有零件，包括管道、配件、阀门、调节器等，绝对不能接触油脂和类似的污染物。绝对有必要在丙酮中彻底清洗所有零件，用于清洗元件的溶剂或丙酮，读者应遵守所有适用于这些化学品的安全规则。它们有毒、易燃，清洁时应该远离建筑物或其他可能的火源。除此之外，这些液体不应该存储在一般室内，应在良好通风处保存。

8.5、燃料储罐

燃料储罐是一个密闭容器，其中的液体燃料处在中等的压力下（300-500 psi）。各种由碳素钢制成的不同尺寸和形状的储罐，可以从退役的战争物质中找到。业余制作者应必须非常小心，如果决定使用这种储罐，就不应该对其进行改动，因为在几乎所有情况下，他们的壁非常薄，对罐壁进行焊接可能会严重削弱储罐的强度。在所有情况下，储罐应进行不低于正常工作压力 1.5 倍的水压试验。

业余条件下可以使用无缝碳素钢管和钢板焊接制作储罐，罐壁的厚度是由下式给出：

$$t_w = PD/2S$$

其中P是罐内压力（1.5 倍所需的工作压力），D为储罐外径， t_w 为壁厚，S为许用应力。钻孔和焊接前，罐内应防止落入油脂和金属屑。焊接应该做出内倒角（见图 11）然后再焊。储罐在使用火箭发动机的进料系统和水压测试之前应该彻底清洗。储罐应包含足够的端口或管道，主要安排有：一个安全阀（弹簧负载阀或爆破片）、进气口、溢流口、燃料出口和排水口。其中许多功能也可纳入进气口和燃料出口管道部分，使一个储罐最少可以只有两个端口。

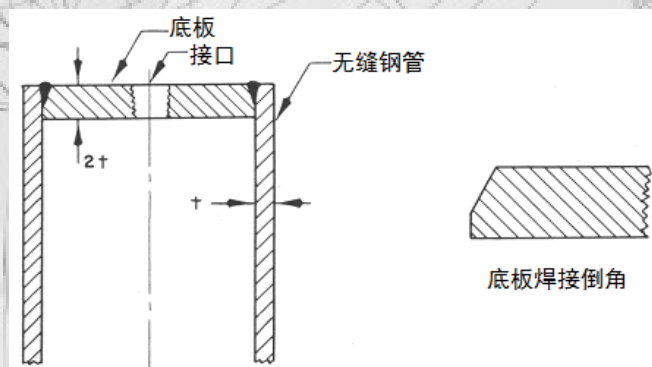


图 11 储罐底部焊接示意图

8.6、气态氧气调节器

销售气态氮气的地方一般也提供氧气专用配件，如果可能，应该使用金属材料的调压阀。同时使两个或两个以上的氧气瓶能实现发动机的长时间运行。

8.7、推进剂流量控制阀

在试验时，制作者可以通过推进剂控制阀手动远程控制火箭发动机的推进剂流量。这些阀门应该采

用不锈钢聚四氟乙烯内衬的针阀。许多制造商销售这种阀门。本文计算实例中的发动机应该使用一个 1/4 英寸的燃油阀和一个 1/2 英寸的氧气阀。阀门本身应有较小的流通压降和流量控制范围。这些阀门应该靠近发动机和试车台安装，但是控制杆应该设置在较远的地方以保证安全。其他供液系统中所需要的阀门，包括燃料箱排气孔和排水阀，氮气吹扫阀等，强烈建议使用质优价廉的球阀，因为他们能快速关断和开启，操作简便，本身能指示开关状态。这些阀门应采用黄铜或不锈钢阀体，也可以使用氟塑料。

8.8、止回阀

止回阀只允许流体向一个方向流动。他们广泛应用于飞机和液压行业。建议使用 1/4 英寸的尺寸，其它要求同氧气管路。止回阀在使用装配前应彻底清洗，仔细检查以确保工作正常。

8.9、溢流阀

储罐需要减压装置防止压力过大时罐体爆炸或破裂，虽然这是概率极低的。建议使用可调弹簧式安全阀，因为它可以设置泄压压力以满足供液系统的不同压力需求。如果没有溢流阀，可以使用爆破片式安全阀，但是不同的破片式安全阀只能用于特定的供液压力。

8.10、燃油滤清器

小型液体燃料火箭发动机的燃油喷射孔容易被从油箱和控制管路带来污染物堵塞。燃料过滤器可以过滤掉粒径 10 μm 以上的颗粒杂质，强烈建议业余爱好者备有多余的滤清器以避免测试时泪流满面。

8.11、压力表

压力表可以对燃料、氧气、冷却水和燃烧室压力等基本数据进行测量。

8.12、管道

管道，是指用于通过流体的道路，也用其来连接前面讨论的组件。建议采用 1/4 英寸的不锈钢管来输送燃料，用 3/8 英寸直径的不锈钢管来输送氧气。金属与金属阀座连接所用的喇叭配件也同样适用于管道与其它组件的连接。1/4、3/8 英寸直径的铜管也可以用于燃料、氧气和氮气的输送，但没有不锈钢理想，更容易发生燃烧。爱好者应选用较好的工具来处理管道，在进行弯折处理时应使用弯管机。凡需要旋入储罐螺纹的各种阀门或其它配件，建议先使用氟塑料胶带缠绕密封。

8.13、试验台

业余火箭发动机试验台采用牢固的结构来安装火箭发动机和测试设备，如图 12 所示。

在使用试验台进行试验时，必须遵守下列注意事项：

- 1、实验者应设置适当的安全距离（至少 20 英尺）。
- 2、应通过遥控手段来进行点火和阀门的开闭，业余条件下实现遥控的方法是使用阀门加长杆。
- 3、手边随时准备好一个大型的灭火器（或至少是充足的水）。
- 4、实验者不应直接观察测试单元，应使用潜望镜之类的东西进行观察，或使用一层厚的强化安全玻璃放置在安全区域中。请记住，主要的危险是发动机爆炸时产生的破片。
- 5、燃料和氧化剂应分开存储，减少火灾和爆炸发生的概率。
- 6、试验台的四周应搭建方形掩体以减少爆炸事故的弹片影响。
- 7、阀门、压力表等组件不应该在试验台上直接读数。最好使用电子传感器远程读数，但传感器非常昂贵，超出了业余爱好者能接受的范围。
- 8、在气瓶阀门打开之前应发出警告信号，通知人员该区域有危险。警告信号要一直发出，直到所有人员撤离到受保护的区域。
- 9、如果燃料和氧化剂是分开的，而且未处于加压状态时人员可以在试验区工作。
- 10、处理推进剂的人员应佩戴安全设备，如手套，面罩，或橡胶围裙。记住，大多数燃料都是有

毒的，不能吸入燃料蒸汽，即便是很短的时间。

- 11、试验区域应严格禁止烟火。
- 12、应在发动机停机后再记录各项数据，并及时进行流量校准。

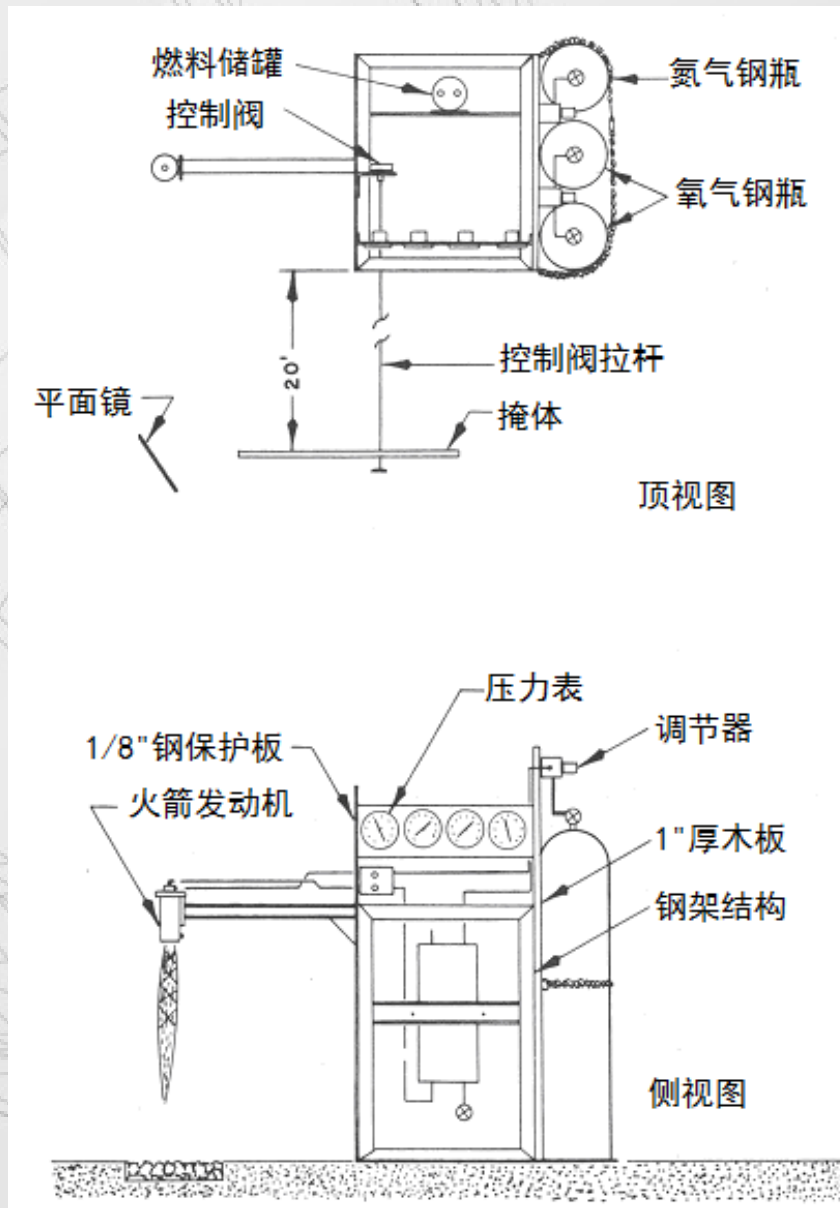


图 12 一个小的液体燃料火箭发动机试验台。

9、点火操作

最后我们讨论推进剂点火的问题。业余火箭发动机点火需要一个独立的点火器。但由于发动机体积小，为发动机安装普通的火花塞往往并不恰当。

双推进剂液体火箭发动机点火的时序极为重要，尤其是推进剂的喷射时序。发动机如果预先注入大量液态推进剂（由于先开推进剂阀门而使发动机中积存了大量燃料和氧化剂），然后点火，极易造成燃烧室过压爆炸。业余发动机使用气态氧几乎不能与液体燃料发生自燃。数百个用气态氧作为氧化剂的小型液体燃料火箭发动机测试表明，热源点火提供了极好的推进剂点火特性，并大大减少了硬启动。热源点火器的工作原理如下：两个长度相同的 # 16 或 # 18 实心线绞合在一起，两端弯曲形成一个约 3/32inch 的火花间隙并缠绕少量的棉花。应控制点火头的大小，避免阻塞喷管喉部。点火头不能重复使用，每次点火都必须制作新的点火头。

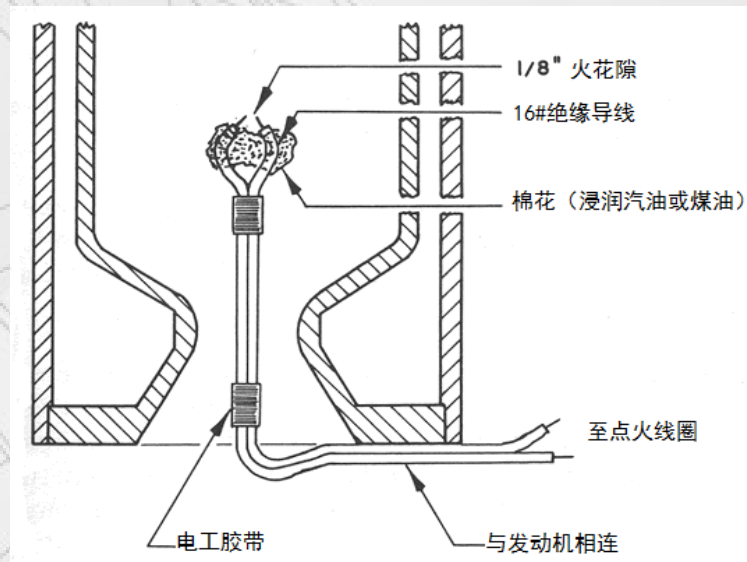


图 13 小型液体燃料火箭发动机的热源点火器

正确的点火操作顺序如下：

- 1、确定一个地区用于实际点火测试
- 2、操作员检查点火线圈后应拆掉电池做好准备
- 3、点火棉花应浸润汽油或煤油
- 4、保证点火头能顺利通过喉口进入燃烧室
- 5、打开气瓶阀门对储罐加压，所有气体压力调整到规定值。
- 6、发动机冷却水要有适当的流量流速。
- 7、点火指令发出后，重新将电池连接到点火线圈。
- 8、供氧管路的氧流量针阀打开，开启一个非常小的流量，让气态氧接触燃烧室中的点火头。
- 9、点火线圈通电，燃烧室内部的点火棉花应立即在氧气氛围下燃烧。操作员可观察到棉花燃烧的少量火焰从喷管喷出。
- 10、现在稍微打开燃料控制针阀，让少许燃料进入燃烧室。此时火焰应立即出现并能听到较低的呼啸声。
- 11、现在应该迅速的同时打开氧气和燃料流速控制针型阀，直到燃烧室压力表显示值为设计的燃烧室压力。
- 12、操作者需要判断氧燃比以调节氧气流量。如果排气是明亮的黄色或排放黑烟（这是燃料中的碳未燃尽的标志），应该增大氧气流量；如果排气是透明或蓝色的，氧流量应该略微调低。达到（或接近）正确的混合比例后，可以在排气中清晰地看到超音速马赫环。请记住，当你改变燃料和氧化剂流量时，你改变的不仅是发动机质量流量，同时也影响到燃烧气体的温度，这些影响都会影响燃烧室的压力。
- 13、发动机会产生高分贝的噪声，但它是一个发动机良好运转的指标。你可能需要对耳朵进行保护。
- 14、操作者应该有一个定时器，或由专人计时。让发动机的液体燃料用完后，打开氮气吹扫阀，清除管路及发动机中残留的燃料。这时发动机突然停止工作，然后关闭氧气。停机后应让冷却水流过几分钟后再终止水泵的运行。
- 15、在发动机出现故障时，关机顺序按照（14）条说明。应遵循，务必首先关闭液体燃料，如果发动机的金属部件都在燃烧，同时应立即关闭气态氧（金属会在氧气中猛烈燃烧）。
- 16、每次点火均要重新制作点火头。点火头点火过程中的残留物将被点燃后的燃料燃气迅速从燃烧室吹出。
- 17、随时注意观察发动机和其他部件的损坏情况。
- 18、有些发动机设计可能会出现燃烧不稳定（出现隆隆声，不稳定燃烧等），通常是由较低的燃烧室压力或较低的燃油喷射速度造成。要避免这个问题，实验者应迅速增加储罐挤压压力。

附录：单位换算

温度单位换算(1)

转换	到	公式 $9/5 = 1.8$ $9/4 = 2.25$ $10/8 = 1.25$
华氏温度	摄氏温度 $^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{C} = (^{\circ}\text{F} - 32) / 1.8$
华氏温度	绝对温度	$\text{K} = (^{\circ}\text{F} + 459.67) / 1.8$
华氏温度	兰氏度 Rankine	$^{\circ}\text{R} = ^{\circ}\text{F} + 459.67$
华氏温度	列氏度 Réaumur	$^{\circ}\text{Re} = (^{\circ}\text{F} - 32) / 2.25$
摄氏温度	华氏温度	$^{\circ}\text{F} = ^{\circ}\text{C} \times 1.8 + 32$
摄氏温度	绝对温度	$\text{K} = ^{\circ}\text{C} + 273.15$
摄氏温度	兰氏度 Rankine	$^{\circ}\text{R} = ^{\circ}\text{C} \times 1.8 + 32 + 459.67$
摄氏温度	列氏度 Réaumur	$^{\circ}\text{Re} = ^{\circ}\text{C} \times 0.8$
绝对温度	摄氏温度	$^{\circ}\text{C} = \text{K} - 273.15$
绝对温度	华氏温度	$^{\circ}\text{F} = \text{K} \times 1.8 - 459.67$
绝对温度	兰氏度 Rankine	$^{\circ}\text{R} = \text{K} \times 1.8$
绝对温度	列氏度 Réaumur	$^{\circ}\text{Re} = (\text{K} - 273.15) \times 0.8$
兰氏度	摄氏温度	$^{\circ}\text{C} = (^{\circ}\text{R} - 32 - 459.67) / 1.8$
兰氏度	华氏温度	$^{\circ}\text{F} = ^{\circ}\text{R} - 459.67$
兰氏度	绝对温度	$\text{K} = ^{\circ}\text{R} / 1.8$
兰氏度	列氏度 Réaumur	$^{\circ}\text{Re} = (^{\circ}\text{R} - 459.67 - 32) / 2.25$
列氏度 Réaumur	摄氏温度	$^{\circ}\text{C} = ^{\circ}\text{Re} \times 1.25$
列氏度 Réaumur	华氏温度	$^{\circ}\text{F} = ^{\circ}\text{Re} \times 2.25 + 32$
列氏度 Réaumur	绝对温度	$\text{K} = ^{\circ}\text{Re} \times 1.25 + 273.15$
列氏度 Réaumur	兰氏度 Rankine	$^{\circ}\text{R} = ^{\circ}\text{Re} \times 2.25 + 32 + 459.67$

温度单位换算(2)

摄氏温度 ($^{\circ}\text{C}$)	绝对温度 (K)	华氏温度 ($^{\circ}\text{F}$)	兰氏度 ($^{\circ}\text{R}$)	列氏度 ($^{\circ}\text{Re}$)
-273.15	0	-459.67	0	-218.52
-17.78	255.37	0	459.67	-14.22
-10	263.15	14	473.67	-8
0	273.15	32	491.67	0
5	278.15	41	500.67	4
10	283.15	50	509.67	8
15	288.15	59	518.67	12
20	293.15	68	527.67	16
25	298.15	77	536.67	20
30	303.15	86	545.67	24
37	310.15	98.6	558.67	29.6
37.78	310.93	100	559.67	30.22
100	373.15	212	671.67	80
125	398.15	257	716.67	100

体积单位换算:

	立方米 (m ³)	升 (L, dm ³)	立方厘米 (cm ³ , ml, cc)	立方英尺 (ft ³)	立方英寸 (in ³)	英加仑 (UK gal)	美加仑 (U.S gal)	美油桶 (US bbl)
立方米(m ³)	1	10 ³	10 ⁶	35.3147	6.10237×10 ⁴	2.19969×10 ²	2.64172×10 ³	6.28994
升(L, dm ³)	10 ⁻³	1	10	3.53147×10 ⁻¹	61.0237	2.19969×10 ⁻¹	2.64172×10 ⁻¹	6.28994×10 ⁻³
立方厘米 (cm ³ , ml, cc)	10 ⁻⁶	10 ⁻³	1	3.53147×10 ⁻⁵	6.10237×10 ⁻²	2.19969×10 ⁻⁴	2.64172×10 ⁻⁴	6.28994×10 ⁻⁶
立方英尺(ft ³)	2.83168×10 ⁻²	28.3168	2.83168×10 ⁴	1	1728	6.22883	7.48052	1.78109×10 ⁻¹
立方英寸(in ³)	1.63871×10 ⁻⁵	1.63871×10 ⁻²	16.3871	5.78704×10 ⁻¹	1	3.60466×10 ⁻³	4.32901×10 ⁻³	1.0307×10 ⁻⁴
英加仑(UK gal)	4.54609×10 ⁻³	4.54609	4.54609×10 ³	1.60544×10 ⁻¹	2.7742×10 ²	1	1.20095	2.85942×10 ⁻²
美加仑(U.S gal)	3.78541×10 ⁻³	3.78541	3.78541×10 ³	1.33681×10 ⁻¹	2.31×10 ²	8.32674×10 ⁻¹	1	2.38097×10 ⁻²
美油桶(US bbl)	1.58984×10 ⁻¹	1.58984×10 ²	1.58984×10 ⁵	5.61447	9.701794×10 ³	34.97156	41.99913	1

注: 1964 年国际计量委员会第十二届国际计量大会决议声明, "升"词作为立方分米的专门名称, 因此, "升"与立方分米不在有数量差别。

压强单位换算

	牛顿/米 ² (N/m ²)(Pa)	公斤力/米 ² (kgf/m ²)	公斤力/厘米 ² (kgf/cm ²)	巴 (bar)	标准大气压 (atm)	毫米水柱 4°C (mmH ₂ O)	毫米汞柱 0°C (mmHg)	磅/英寸 ² (lb/in ² , psi)
牛顿/米 ² (N/m ²)(Pa)	1	0.101972	10.1972×10 ⁻⁶	1×10 ⁻⁵	0.986923×10 ⁻⁵	0.101972	7.50062×10 ⁻³	145.038×10 ⁻⁶
公斤力/米 ² (kgf/m ²)	9.80665	1	1×10 ⁻⁴	9.80665×10 ⁻⁵	9.67841×10 ⁻⁵	1×10 ⁻³	0.0735559	0.00142233
公斤力/厘米 ² (kgf/cm ²)	98.0665×10 ³	1×10 ⁴	1	0.980665	0.967841	10×10 ³	735.559	14.2233
巴(bar)	1×10 ⁵	10197.2	1.01972	1	0.986923	10.1972×10 ³	750.061	14.5038
标准大气压(atm)	1.01325×10 ⁵	10332.3	1.03323	1.01325	1	10.3323×10 ³	760	14.6959
毫米水柱 4°C (mmH ₂ O)	0.101972	1×10 ⁻³	1×10 ⁻⁴	9.80665×10 ⁻⁵	9.67841×10 ⁻⁵	1	73.5559×10 ⁻³	1.42233×10 ⁻³
毫米汞柱 0°C (mmHg)	133.322	13.5951	0.00135951	0.00133322	0.00131579	13.5951	1	0.0193368
磅/英寸 ² (lb/in ² , psi)	6.89476×10 ⁴	703.072	0.0703072	0.0689476	0.0680462	703.072	51.7151	1

其它常用的单位换算(如质量的、长度的)因容易查找, 本书从略。

* * * * *

发展科技爱好 倡导科学理性

科新社成都 2011 年 11 月版

通讯本社: 028-66274717

成都草堂邮局 41 号信箱, 邮编: 610072

技术讨论区 <http://bbs.kechuang.org>

内部发行