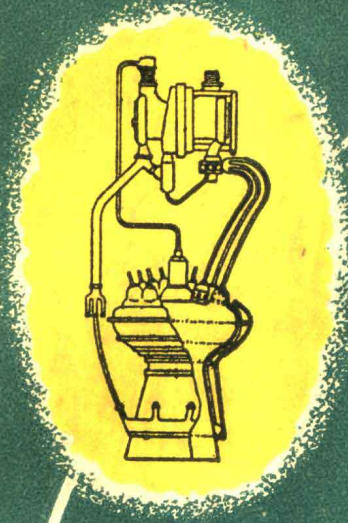


中等技术学校教学用书

50983



下 册

Г. Б. 西尼亞列夫、М. В. 多勃洛沃尔斯基著

液体燃料 火箭发动机

国防工业出版社

中等技术学校教学用书

液体燃料 火箭发动机

(原理及設計)

下 册

Г. Б. 西尼亞列夫, М. В. 多勃洛沃爾斯基著

王平、張能揚譯

馮文瀾校



國防工業出版社

內容簡介

本書闡述液体燃料火箭發動機基本原理及其主要零件與組合件的計算方法。為計算推力數值及確定液体燃料火箭發動機所有附件及組合件主要尺寸，援引了必需的数据，

列舉了許多例題用以說明所採用的計算方法。

本書適用於作中等技術學校教學用書，但對高等學校學生及有關火箭技術方面生產人員及專業技術幹部亦有所裨益。

本書中譯本分上、下兩冊同時出版，下冊包括第八章至第十章。

下冊第八章、第九章由張能揚譯，第十章由王平譯。下冊由馮文瀾校訂。

蘇聯 Г. Б. Снярев, М. В. Добровольский 著 'Жидкостные ракетные двигатели (Теория и проектирование)' (Оборонгиз 1957年第二版)

*

國防工業出版社

北京市書刊出版業營業許可証出字第 074 號
機械工業出版社印刷廠印刷 新華書店發行

*

787×1092 1/25 10 12/25 印張 194 千字

1959年6月第一版

1959年6月北京第一次印刷

印數：0,001—5,100 冊 定價：(10) 1.30 元

NO. 3018

目 录

(下 册)

液体燃料火箭发动机的設計

第八章 推力室的設計	8
§ 45 液体燃料火箭发动机燃烧室中的燃烧过程	8
液体燃料火箭发动机燃烧室中燃烧过程的特点(8)——燃烧过程程 历简图(9)	
§ 46 液体燃料火箭发动机燃烧室容积的确定	11
根据燃料在燃烧室内的停留时间确定燃烧室的容积(11)——根据燃烧室 的折合长度求燃烧室容积(13)——根据容热强度确定燃烧室的容 积(14)——根据每公升推力确定燃烧室的容积(15)	
§ 47 燃烧室的形状	16
球形燃烧室(17)——圆筒形燃烧室(22)——圆锥形燃烧室(27)	
§ 48 发动机推力室喷口的設計	27
对于喷口构造的基本要求(27)——喷口内的损失及减少损失的方法(28) ——各种类型喷口几何尺寸的计算(31)	
§ 49 使燃料雾化的喷咀	32
射流式喷咀(35)——射流式喷咀的计算(36)——离心式喷咀(38)—— 液体在离心式喷咀中的运动(39)——离心式喷咀的计算(42)	
§ 50 液体燃料火箭发动机中混合气的形成及推力室头部的設計	43
混合气形成过程及其要求(43)——液体燃料火箭发动机推力室头部的 类型(44)——喷咀和其他装置在推力室头上的布置(47)——推力室头 的设计程序(51)	
§ 51 设计发动机推力室的一般問題	52
制造推力室的材料(53)——发动机推力室壁材料的工作条件(55)—— 关于推力室构造的某些说明(57)——设计发动机推力室的大致程 序(58)	
§ 52 液体燃料火箭发动机的起动与停車	58
对于液体燃料火箭发动机的起动和停車的基本要求(58)——液体燃料火 箭发动机按照使用情况的分类(59)——点燃方法(60)——火箭发动机 的停車(61)——液体燃料火箭发动机的振动燃烧(62)	

第九章 液体燃料火箭发动机的供应系统.....67

§ 53 供应系统的类型.....67

供应系统的基本元件(67)——泵式供应系统(68)——气瓶式和其他挤压式供应系统(69)

§ 54 燃料贮箱的设计.....71

燃料贮箱的类型及对它的要求(71)——燃料贮箱的几何形状及相互位置(72)——燃料贮箱的内部装置(75)——燃料贮箱的容积计算(77)——燃料贮箱的强度计算(81)——燃料贮箱的材料(82)

§ 55 气瓶式供应系统的气瓶尺寸和气体储备量的计算.....83

挤压气体在供应过程中的温度变化(84)——气瓶容积和气体储备量的计算(87)——气瓶的强度计算(89)——气瓶内初压的选择(90)

§ 56 火药蓄压器和液体蓄压器的计算.....91

用于火药蓄压器上的火药的性质(92)——超临界火药蓄压器和亚临界火药蓄压器(94)——火药蓄压器的计算(96)——启动火药蓄压器(100)——液体蓄压器的计算(101)

§ 57 气体减压器.....103

减压器的构造和工作(103)——逆向减压器(104)——逆向减压器的特性(106)——正向减压器(111)——正向减压器的特性(113)——减压器计算程序(114)——求节制截面的尺寸(115)——求弹簧的预加压力 Q_1 和 Q_2 以及表面积 F_m (116)

§ 58 减压器的计算示例.....118

§ 59 组元供应泵.....119

离心式泵的类型及其主要特性值。高速系数(120)——叶输入口的速度平面图及叶片的分布(123)——叶输出口的速度平面图(128)——泵所产生的理论压力头(130)——流动损失和流动效率(133)——泵的功、功率和效率(136)

§ 60 汽穴现象及泵的转速的选择.....136

汽穴现象的实质(137)——泵的汽穴计算(139)——离心式泵入口的液体压力及确定必需的燃料箱压力(143)

§ 61 液体燃料火箭发动机上使用的泵的计算.....147

离心式泵的计算程序(147)——离心式泵的计算举例(157)——齿轮泵的计算(163)

§ 62 液体燃料火箭发动机的涡轮、涡轮泵装置及蒸汽气体发生器.....165

单级冲击式涡轮(166)——两级速度的冲击式涡轮(168)——A-4火箭发动机的涡轮泵装置(169)——飞机用液体燃料火箭发动机的涡轮泵装置(172)——P-3395和P-3390发动机上的泵(174)——液体燃料火箭发

动机的蒸汽气体发生器 (184)——涡轮泵装置和蒸汽气体发生器的计算程序 (195)

§ 63 液体燃料火箭发动机供给系统的配件 198

贮箱的配件 (198)——断路活门和单向活门 (199)——其他配件 (202)

§ 64 求液体燃料火箭发动机供给系统中的流动损失 204

求出发动机推力室冷却通道中的流动损失 (205)——求导管和配件中的流动损失 (209)

第十章 已成品的液体燃料火箭发动机系统图说明 213

§ 65 A-4 火箭发动机的系统图 213

发动机的加添燃料, 充气, 和准备启动 (214)——发动机的启动及其转入主要工作级 (216)——发动机在飞行中的工作及其停车 (217)

§ 66 防空火箭发动机的系统图 219

“瀑布”火箭 (Вассерфаль) 发动机的系统图 (219)——«蝴蝶»式 (Шметтерлинг) 火箭发动机的系统图 (221)——不可操纵的防空火箭 «台风号» 的火箭发动机系统图 (223)

§ 67 多用途的飞机用火箭发动机的系统图 224

飞机用火箭 «华尔脱尔» 的系统图 (224)——飞机机动飞行加速器的系统图 (225)——飞行炸弹动力机的系统图 (229)——«斯密金格» (Шмидлинг) 发动机系统图 (230)——起飞加速器 «苏别尔-斯波来特» (Супер-Спайт) 的系统图 (231)

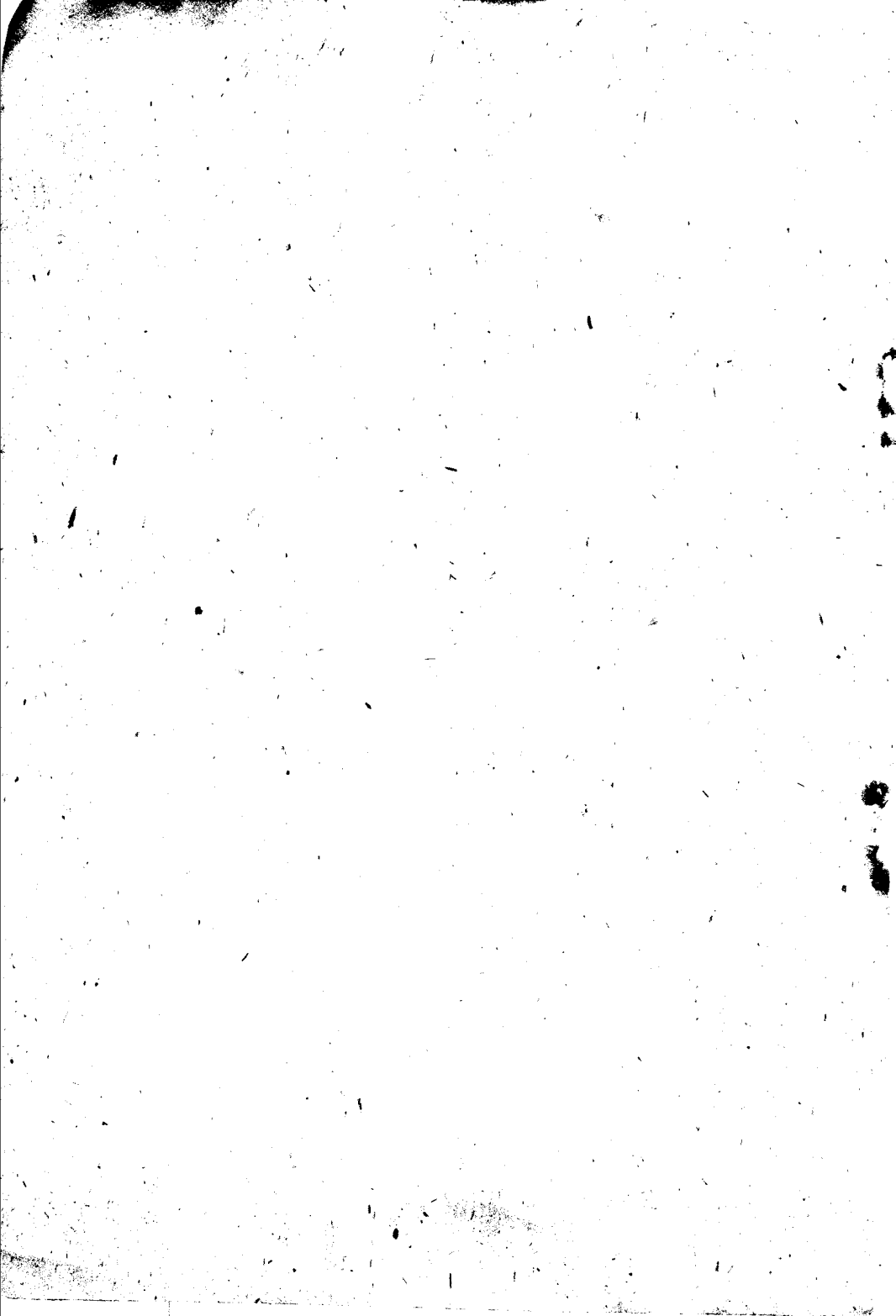
附录 1 平衡常数的十进对数表 234

附录 2 平衡常数 238

附录 3 液体燃料火箭发动机燃料燃烧产物的总焓 Ini (卡/克莫尔 $^{\circ}C$) 240

附录 4 液体火箭发动机燃料燃烧产物的焓值 Soi (卡/克莫尔 $^{\circ}C$) 242

参考书目 244



下 册

液体燃料火箭发动机的設計

液体燃料火箭发动机的构造元件，分为发动机推力室和包括燃料箱的供应系統两部分。某些发动机还有单独的承力架。

发动机推力室这是液体燃料火箭发动机的一个主要部件。在推力室中燃料进行燃烧，使生成的燃气的热能轉变为动能，以直接产生反作用力。

供应系統：这是儲存燃料和将燃料輸入发动机推力室所必需的一些装置和机构的总称，它还包括用来保証发动机起动、停車以及正常工作的装置。

承力架是用来将推力傳至火箭本体以及使动力部分正确地安装在火箭壳体内。

对于发动机内的燃烧和流量的計算，仅能决定发动机噴口的主要尺寸、單位推力和燃料消耗量。所有其余的尺寸以及发动机推力室的构造形状和供应系統都是在液体燃料火箭发动机設計时确定的。

在設計液体燃料火箭发动机时，应力求满足下列各种基本要求：

1. 保証发动机推力室内的热力过程进行良好。
2. 液体燃料火箭发动机的重量应要有精益求精的考究。
3. 液体燃料火箭发动机的工作必須可靠。
4. 构造应有良好的工艺性，使能保証发动机的大量生产或成批生产。

第八章 推力室的設計

推力室的各构造元件由**推力室头部**、**燃燒室**及**噴口**組成。

推力室头部是液体燃料火箭發动机推力室的一部分，在它里面装有一些装置以保証將燃料組元輸入燃燒室、霧化，以及有时还保証在發动机起动机时点燃燃料。

在**燃燒室**中，燃料組元进行蒸發、混合和燃燒。

推力室的**噴口**是将燃气的热能轉变为动能的推力室部分。

燃燒室和噴口的分界是由假設的条件决定的。可以采用当燃燒产物具有相当高的流速的截面作为燃燒室的末端。这一截面通常認为其面积等于临界截面的三倍。

§ 45 液体燃料火箭發动机燃燒室中的燃燒过程

液体燃料火箭發动机燃燒室中燃燒过程的特点

液体燃料火箭發动机燃燒室中的燃燒过程与他种热机的燃燒室和鍋爐室中的燃燒过程大为不同。

液体燃料火箭發动机燃燒室与他种热机的燃燒室不同的主要特点如下：

液体燃料火箭發动机燃燒过程的第一个特点是燃燒室的容热强度大。燃燒室或鍋爐室的容热强度是用單位容积在單位時間內所放出的热量来計量的，通常用字母 U 表示，單位用大卡/公尺³·小时表示。但在液体燃料火箭發动机中，用大卡/公升·秒表示較为方便。

显然，

$$U(\text{大卡/公升·秒}) = \frac{1}{3.6} \times 10^{-6} \dot{U}(\text{大卡/公尺}^3 \cdot \text{小时})。 \quad (\text{VIII.1})$$

各种热机的燃燒室和鍋爐室的容热强度和压力值如表 27 所示。从表中可見到，液体燃料火箭發动机燃燒室容热强度比其他

热机的大数百倍。由于在单位容积中放出这样大的热量，以致对液体燃料火箭发动机的燃烧过程和混合气形成过程必须提出一些特殊的要求。

表27 各种热机燃烧的容热强度

热 机 名 称	容 热 强 度		压力 p (公斤/公分 ²)
	U (大卡/公尺 ³ ·小时)	U (大卡/公升·秒)	
固定式鍋爐裝置的鍋爐室	$(0.3 \sim 0.6)10^6$	0.0835~0.167	1
加力用管狀鍋爐	$(1 \sim 3.5)10^6$	0.278~0.945	1~4.5
空气噴气式发动机的燃燒室	$(80 \sim 120)10^6$	22.2~33.3	3~4
液体燃料火箭发动机的燃燒室	$(1.3 \sim 7)10^8$	500~4700	15~50

液体燃料火箭发动机燃烧室工作的第二个特点是在高压下进行燃烧。

由表 27 可以看到，现代液体燃料火箭发动机燃烧室的压力很高，约为 15~50 公斤/公分²，甚至更高，这是空气喷气发动机的燃烧室所达不到的。由于燃烧室内的高温、高压，所以在燃烧室壁内产生了很大的热流，因此对燃烧室材料的耐热强度和冷却提出了一些特殊的要求。

液体燃料火箭发动机燃烧室工作的第三个特点是燃料在燃烧室内的停留时间 τ 短促。燃料在发动机燃烧室内停留的时间是指燃料及其所生成的燃烧产物在燃烧室内停留时间的平均值。与别种热机相比较，液体燃料火箭发动机的燃料在燃烧室停留的时间是最短的。当然，要在很短的时间内获得最完全的燃烧，就必须保证燃料组元有很好的混合。

燃烧过程经历简图

按照液体燃料火箭发动机燃烧室燃烧过程的经历情况，可沿其长度划分为三个区间（图121）。

第一区间(0~1)——燃料组元的雾化区。它的位置紧接喷嘴。

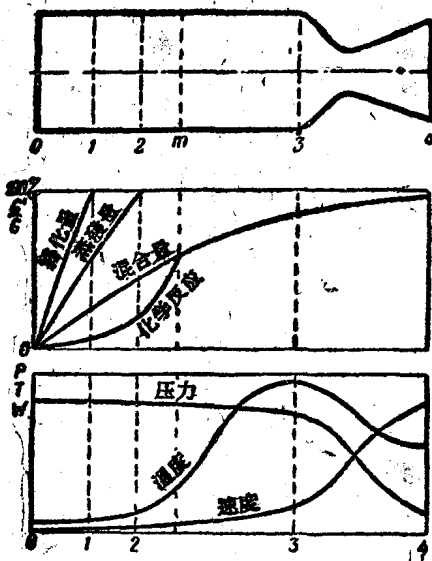


圖121 發動機推力室中的過程經歷簡圖：

$\frac{G_1}{G}$ ——燃料的相對霧化量，或相對蒸發量，或相對混合量，或已參與反應的相對量。

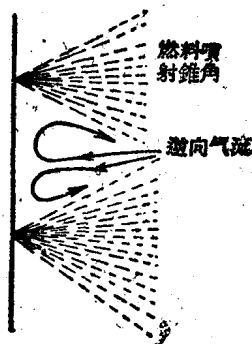


圖122 推力室頭部的氣體渦流。

此區的長度決定於燃燒室頭部的構造和噴咀的型式（參看 § 49）。用簡單射流式噴咀時，此區長度較用離心式噴咀時為大。

第二區間(1~2)——燃料的預熱、蒸發和混合區。燃

料組元在此區內進行預熱、蒸發和混合，有一部分開始燃燒。

在第一區間和第二區間中，燃料預熱和蒸發所需要的熱量是用三種方法供給到燃料微粒上，即依靠燃氣流團的強烈輻射，直接呈現為反應時所放出的熱量，以及依靠推力室頭部發生的燃氣逆向渦流（圖122）。這些逆向氣流帶來大部分的熱量。

第三區間(2~3，參看圖121)——燃燒區。燃燒過程本身就在此區進行。燃燒產物的混合氣在第三區末端達到了熱力平衡。至於(3~4)部分已屬於發動機的噴口了。

在燃燒區的第一部分（在 $m-m$ 截面以前）內，化學反應的速度还是很慢，所以，燃料的燒透取決於燃料流動的速度。燃燒區的這部分稱為動力燃燒區段。

溫度的升高促使化學反應的速度急劇增加，並且從某一個溫

度开始，所有已經混合的燃料实际上就在瞬間燃尽。这里，燃燒速度已取决于組元混合的速度，而混合速度又取决于紊流扩散的速度。所以，此区称为扩散燃燒区段。液体燃料火箭发动机的燃燒过程多半是在扩散区段内进行的，因此，燃料的完全燃燒所需的时间主要取决于組元混合的速度。

燃燒室的完善程度用推力室效率 φ_k 来决定， φ_k 是評定物理性的不完全燃燒程度。影响完全燃燒程度的主要因素如下：

第一是燃料霧化和混合气形成的質量。这种質量取决于噴咀的型式，噴咀在推力室头部的位置以及推力室头部和燃燒室的形状。燃料霧化和混合气形成的質量愈差，則其化学反应进行得完全（即完全燃燒）所需的时间也愈長。

第二是时间，是可以引用于燃燒的化学反应历程的时间。此时间取决于燃气在燃燒室中的流速、燃燒室用于进行燃燒过程的容积、压力和溫度。

燃料的物理化学性質也对燃燒完全程度有一定的影响。

§ 46 液体燃料火箭发动机燃燒室容积的确定

將燃燒室中实际發生的物理和化学現象考虑在內的燃燒室容积的計算法，現在还没有，但是燃燒室的容积可根据下列几項准则来确定：

1. 燃料在燃燒室中的停留时间；
2. 燃燒室的折合長度；
3. 燃燒室的容热强度；
4. 发动机的每公升的推力。

現在我們来研究根据各个准则計算燃燒室的方法。

根据燃料在燃燒室內的停留时间

确定燃燒室的容积

在 § 45 中已提到，在一定的混合气形成下，燃料在燃燒室的

停留时间是影响燃烧完全程度的主要因素。因此，用停留时间的值计算燃烧室的容积最为正确。

可用下式算出燃料及其燃烧产物在燃烧室中的真正停留时间

$$\tau' = \frac{V_K}{G\nu_{cp}} \text{秒}, \quad (\text{VIII.2})$$

式中 G —— 燃料流量(公斤/秒);

ν_{cp} —— 燃烧室中燃烧产物的某一平均比容(公尺³/公斤)。

显然, $G\nu_{cp}$ 为每单位时间燃烧室中所产生的气体的容积 V_{cek} 。

平均比容 ν_{cp} 大于液体燃料的比容, 而小于燃烧产物的比容 ν_2 。

由于现在还不可能精确求得平均比容 ν_{cp} , 故在计算燃烧室容积时, 用假定停留时间 τ 代替真正停留时间 τ' 。如用燃烧产物的比容值 ν_2 代替平均比容 ν_{cp} 代入公式 VIII.2, 则可求得 τ 值。 ν_2 可由发动机的热计算求得。

由于 $\nu_2 > \nu_{cp}$, 所以这样求出的 τ 将小于燃料和燃烧产物在燃烧室的真正停留时间。但 τ 值与真正停留时间之间有一定的关系。因此 τ 值就被用来计算燃烧室容积。

以 ν_2 代替 ν_{cp} 值, 则可得到求停留时间 τ 的公式。将气体状态方程应用于燃烧室内产生的气体, 得

$$p_2 V_{cek} = GR_2 T_2, \quad (\text{VIII.3})$$

于是

$$V_{cek} = G\nu_2 = \frac{GR_2 T_2}{p_2} \text{公尺}^3/\text{秒}, \quad (\text{VIII.4})$$

式中 R_2 (公斤·公尺/公斤·°K) 和 T_2 (°K) 是燃烧室中燃烧产物的气体常数和温度, 它们可由热计算求得;

p_2 —— 燃烧室中压力(公斤/公尺²)。

将公式 (VIII.4) 中求得的 $G\nu_2$ 值代入公式 VIII.2 中, 得

$$\tau = \frac{V_K}{GR_2 T_2} p_2, \quad (\text{VIII.5})$$

于是
$$V_{\kappa} = \frac{\tau G R_2 T_2}{p_2} \text{公尺}^3. \quad (\text{VIII.6})$$

我們已知，当燃料一定时，复合参数 $\frac{f_{\kappa p}}{G} p_2$ 为一常数。因而，对于某一已知的液体燃料火箭發動机來說，其 $f_{\kappa p}$ 不变，則 $\frac{p_2}{G}$ 值实际上也是常数。

現在我們研究公式(VIII.5)，并略去 $R_2 T_2$ 由于压力而产生的微小变化，就可以看到，对于一定的燃料和一定构造的發動机來說，由于临界截面不变时，燃燒室压力 p_2 与燃料每秒流量成正比，而 $\frac{G}{p_2}$ 比值为—常数，故停留時間 τ 与燃料流量 G 无关。此时， τ 仅与所用燃料的种类有关。各种燃料所需的 τ 值均不同，應該用实验測定。

在計算时，可認為 $\tau = 0.003 \sim 0.005$ 秒。

根据燃燒室的折合長度求燃燒室容积

燃燒室的折合長度就是：

$$l_{\kappa p} = \frac{V_{\kappa}}{f_{\kappa p}} \text{公尺}, \quad (\text{VIII.7})$$

式中 $f_{\kappa p}$ ——燃燒室的临界截面积(公尺²)；

由公式(VIII.7)

$$V_{\kappa} = f_{\kappa p} \cdot l_{\kappa p} \text{公尺}^3. \quad (\text{VIII.8})$$

或以公升为單位

$$V_{\kappa} = 10^3 \cdot f_{\kappa p} l_{\kappa p} \text{公升}. \quad (\text{VIII.9})$$

液体燃料火箭發動机的 $l_{\kappa p}$ 值因所用的燃料而有所不同，变动范围为 1,100~4,000 公厘。

表 28 中列举某些發動机燃燒室的折合長度值。

$f_{\kappa p}$ 值由热計算取得。

折合長度 l 和停留時間 τ 为互成比例的参数，这一点是不难証明的。

实际上，已知(參看 § 37)

$$\frac{f_{\kappa p}}{G} p_2 = B_{\kappa} \sqrt{H_{\kappa} \eta_{\kappa}}, \quad (\text{VIII.10})$$

表28 某些液体燃料火箭发动机燃烧室的折合长度 l_{np} 值

发动机名称	燃 料	l_{np} (公厘)
A-4	液态氧+酒精(不自燃)	2990
“蝴蝶”	硝酸+冯卡-250(自燃)	1860
“瀑布”	M-10密兰液(90% HNO_3 +10% H_2SO_4)+	2640
“飓风”	ОПТОЛИН841	935
“斯米金格”	同上	2320
	气态氧+甲醇(不自燃)	

于是

$$p_2 = \frac{B_n \sqrt{H_u \eta_k}}{f_{kp}} G_0 \quad (\text{VIII.11})$$

将 p_2 值代入公式(VIII.5),得

$$\tau = \frac{V_k}{R_2 T_2} \frac{B_n \sqrt{H_u \eta_k}}{f_{kp}} \quad (\text{VIII.12})$$

或者, 由于

$$\frac{V_k}{f_{kp}} = l_{np}$$

故

$$\tau = l_{np} \frac{B_n \sqrt{H_u \eta_k}}{R_2 T_2} \quad (\text{VIII.13})$$

对于一定的燃料来说, 实际上可计算为

$$\frac{B_n \sqrt{H_u \eta_k}}{R_2 T_2} = \text{常数} \quad (\text{VIII.14})$$

因此, 我们看到, τ 和 l_{np} 是互成比例的两个值。

液体燃料火箭发动机燃烧室容积, 有时也可用容热强度和液体燃料火箭发动机的每公升推力来计算。

根据容热强度确定燃烧室的容积

按照§45中所下的定义, 容热强度可由下式求得

$$U = \frac{GH_u \eta_{cr}}{V_k} \text{大卡/公升} \cdot \text{秒} \quad (\text{VIII.15})$$

式中 G ——燃料的每秒流量(公斤/秒);

H_u ——燃料的热值(大卡/公斤);

η_{cr} ——燃烧完全系数;

V_k ——液体燃料火箭发动机燃烧室容积(公升)。

在初步計算时，可假定 $\eta_{cr} = 1$ 。

目前已制成的液体燃料火箭發動机的容热强度 U 約为 500~4700 大卡/公升·秒(參看表33)。已知 U 值并假定 $\eta_{cr} = 1$ ，就可以按照下式求出燃燒室的容积：

$$V_k = \frac{GH_u}{U} \text{ 公升。} \quad (\text{VIII.16})$$

根据每公升推力确定燃燒室的容积

每公升推力 P_n 就是液体燃料火箭發動机燃燒室每公升容积所平均到的推力(公斤)

$$P_n = \frac{P}{V_k} \text{ 公斤/公升;} \quad (\text{VIII.17})$$

式中 P ——發動机总推力(公斤)。

$$\text{于是} \quad V_k = \frac{P}{P_n} \text{ 公升。} \quad (\text{VIII.18})$$

目前已制成的液体燃料火箭發動机的 P_n 值在 60~300 公斤/公升範圍內。

容热强度和每公升推力互相有关。所以我們可以按照公式 (IV.20)、(I.12) 及 (VIII.16)，以燃料热值表示發動机的單位推力。于是，

$$P_n = \frac{G \sqrt{\frac{2}{gA} H_u \eta_{cr} \eta_p}}{V_k} = \sqrt{\frac{2}{gA} \eta_{cr} \eta_p} \frac{G \sqrt{H_u}}{V_k} = \sqrt{\frac{2}{gA} \eta_{cr} \eta_p} \frac{U}{\sqrt{H_u}}。$$

由此可知，每公升推力与 $\frac{U}{\sqrt{H_u}}$ 值成正比，并且对于一定的發動机來說，它們之間的比值保持不变。

分析上述的确定燃燒室容积的四項准則，可得出下列几点結論。就是沒有一項准則反映了燃燒室形状对于 V_k 的影响，虽然这种影响肯定是存在的。此外，根据这些准則計算燃燒室容积时，沒有考虑到燃燒过程經歷的特点，这种特点是与构造上和物理化学上的一些因素有关。所有上述准則的缺点即在于此。

当按照容热强度計算燃燒室容积时，燃料的每秒流量愈大，以及燃燒室的压力愈高，那么求得的燃燒室需要的容积 V_k 也愈大

[參看公式(VIII.16)]。前面已經說过，当临界截面尺寸一定时，在增大燃料流量（因而，也增大压力）的情况下，燃料在燃燒室中的停留時間不变。所以，此时并不需要增大燃燒室的容积。

因此，容热强度 U 这一准则，沒有考虑到压力对于燃燒室需要容积的影响。容热强度 U 和每公升推力 P_n 都未能反映决定混合气燃燒完全的主要因素——燃燒过程經歷的时间。因此，若不同时指出燃燒室压力的大小，則这两个准则是不能用来求燃燒室的容积 V_n 的。

实际上，如果仔細看表35中所列的已生产的發动机的数据，就可以看到， U 和 P_n 的值都有很大的差异。

用折合長度 l_{np} 或停留時間 τ ，即根据公式(VIII.6)或公式(VIII.8)来求燃燒室的容积是比较正确的。我們应当注意，現在求空气噴气式發动机的燃燒室容积时也常常采用燃燒室的容热强度对燃燒室压力的比值，也就是采用与 τ 成正比的值。

例題18 設燃燒室压力 $p_2=23$ 公斤/公分²，燃料流量 $G=10$ 公斤/秒，氧化剂的剩余系数 $\alpha=0.75$ 。所用燃料为96%的硝酸+煤油。求發动机燃燒室的容积。

[解] 我們用燃料在燃燒室的停留時間来求燃燒室的容积。根据热計算的数据当 $\alpha=0.75$ 和 $p_2=23$ 公斤/公分²时，燃燒室的燃燒溫度 T_2 等于

$$T_2=2853^\circ\text{K}.$$

燃燒产物的气体常数 $R_2=35.2$ 公斤·公尺/公斤 $^\circ\text{C}$ 。

我們指定 $\tau=0.0033$ 秒。

由公式(VIII.6)求得燃燒室容积

$$V_n = \frac{0.0033 \times 10 \times 35.2 \times 2853}{23 \times 10^4} = 0.0142 \text{公尺}^3.$$

§ 47 燃燒室的形状

液体燃料火箭發动机燃燒室的几种主要形状(圖123)是大家都知道的，即

1. 球形燃燒室。