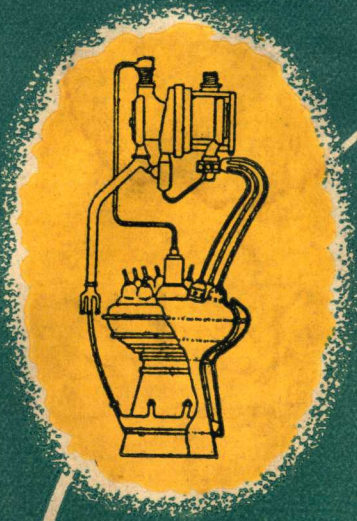


中等技术学校教学用书



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

H84
1

110

224.2... 732911

中等技术学校教学用书

液体燃料 火箭发动机

(原理及设计)

下册

Г. Б. 西尼亚列夫、М. В. 多勃洛沃尔斯基著
王平、张能扬译
冯文澜校



国防工业出版社



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，援引了必需的數據。

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. Сиярев, 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)——燃烧过程經 历簡圖(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 的折合長度求燃烧室容积(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)——圓筒形燃烧室(22)——圓錐形燃烧室(27)	
§ 48 发动机推力室噴口的設計	27
对于噴口构造的基本要求(27)——噴口內的損失及减少損失的方法(28) ——各种类型噴口几何尺寸的計算(31)	
§ 49 使燃料霧化的噴咀	32
射流式噴咀(35)——射流式噴咀的計算(36)——离心式噴咀(38)—— 液体在离心式噴咀中的运动(39)——离心式噴咀的計算(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)——噴咀和其他装置在推力室头上的布置(47)——推力室头 的設計程序(51)	
§ 51 設計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說明(57)——設計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的与停車	58
对于液体燃料火箭发动机的起动的和停車的基本要求(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燒(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)——起动火药蓄压器(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)——叶轮入口的速度平面图及叶片的分布(123)——叶轮出口的速度平面图(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 汽穴现象及泵的转数的选择 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(178)——液体燃料火箭发

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, 和准备起动(214)——发动机的起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(Шметгерлинг)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-Спрайт)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 In_i (卡/克莫尔 $^{\circ}C$)	240
附录 4 液体火箭发动机燃料燃烧产物的熵值 So_i (卡/克莫尔 $^{\circ}C$)	242
参考书目	244

H84
1

170
224.2... 732911

中等技术学校教学用书

液体燃料 火箭发动机

(原理及设计)

下 册

Г. Б. 西尼亚列夫, М. В. 多勃洛沃尔斯基著

王平、张能扬译

冯文澜校



国防工业出版社

贵阳学院图书馆

GYXY732911

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，援引了必需的數據。

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燒室中的燃燒过程	8
液体燃料火箭发动机燃燒室中燃燒过程的特点(8)——燃燒过程經 历簡圖(9)	
§ 46 液体燃料火箭发动机燃燒室容积的确定	11
根据燃料在燃燒室內的停留時間确定燃燒室的容积(11)——根据燃燒室 的折合長度求燃燒室容积(13)——根据容热强度确定燃燒室的容 积(14)——根据每公升推力确定燃燒室的容积(15)	
§ 47 燃燒室的形状	16
球形燃燒室(17)——圓筒形燃燒室(22)——圓錐形燃燒室(27)	
§ 48 发动机推力室噴口的設計	27
对于噴口构造的基本要求(27)——噴口內的損失及減少損失的方法(28) ——各种类型噴口几何尺寸的計算(31)	
§ 49 使燃料霧化的噴咀	32
射流式噴咀(35)——射流式噴咀的計算(36)——离心式噴咀(38)—— 液体在离心式噴咀中的运动(39)——离心式噴咀的計算(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
混合气形成过程及对其要求(43)——液体燃料火箭发动机推力室头部的 类型(44)——噴咀和其他装置在推力室头上的布置(47)——推力室头 的設計程序(51)	
§ 51 設計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說明(57)——設計发动机推力室的大致程 序(58)	
§ 52 液体燃料火箭发动机的起停	58
对于液体燃料火箭发动机的起停的基本要求(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 的起停(61)——液体燃料火箭发动机的振动燃燒(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)——气瓶式和其他种挤压式供应系统(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)——起动火药蓄压器(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)——叶轮入口的速度平面图及叶片的分布(123)——叶轮出口的速度平面图(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(178)——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, 和准备起动 (214)——发动机的起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» (Шмиллинг) 发动机系统图 (230)——起飞加速器 «苏别尔-斯波来特» (Супер-Спрайт) 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 I_{ni} (卡/克莫尔 $^{\circ}C$)	240
附录 4 液体火箭发动机燃料燃烧产物的熵值 S_{oi} (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转变为动能，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，它还包括用来保证发动机起动、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，应力求滿足下列各种基本要求：

1. 保证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，使能保证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。

推力室的噴口是將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。这一截面通常認為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，

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

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。

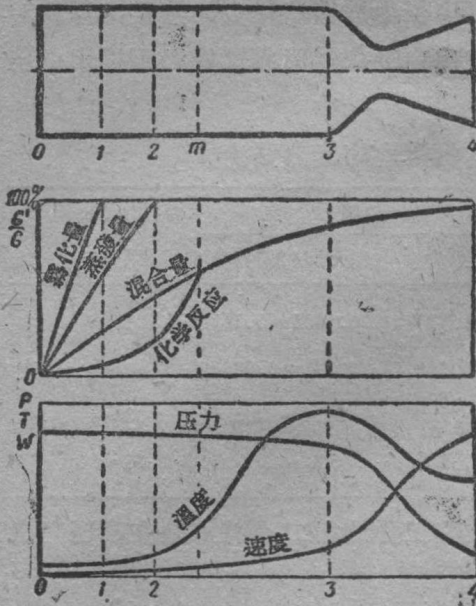


圖121 發動機推力室中的过程經
历簡圖:

$\frac{G_1}{G}$ ——燃料的相对霧化量，或相对蒸發
量，或相对混合量，或已参与反应的相对
量。

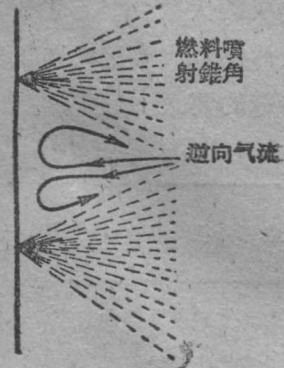


圖122 推力室頭部的
气体渦流。

此区的長度决定于燃燒室頭部的构造和噴咀的型式(參看 § 49)。用簡單射流式噴咀時，此区長度較用离心式噴咀時为大。

第二区間(1~2)——燃料的預热、蒸發和混合区。燃料

組元在此区内进行預热、蒸發和混合，有一部分开始燃燒。

在第一区間和第二区間中，燃料預热和蒸發所需要的热量是用三种方法供給到燃料微滴上，即依靠燃气流团的强烈輻射，直接呈現为反应时所放出的热量，以及依靠推力室头部發生的燃气逆向渦流(圖122)。这些逆向气流带来大部分的热量。

第三区間(2~3，參看圖121)——燃燒区。燃燒过程本身就在此区进行。燃燒产物的混合气在第三区末端达到了热力平衡。至于(3~4)部分已属于發動机的噴口了。

在燃燒区的第一部分(在 $m-m$ 截面以前)内，化学反应的速度还是很慢，所以，燃料的燒透取决于燃料流动的速度。燃燒区的这部分称为**动力燃燒区段**。

温度的升高促使化学反应的速度急剧增加，并且从某一个温

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。液体燃料火箭發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時間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_R 来决定， φ_R 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）所需的時間也愈長。

第二是時間，是可以引用于燃燒的化学反应历程的時間。此時間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 液体燃料火箭發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則来确定：

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

現在我們来研究根据各个准則計算燃燒室的方法。

根据燃料在燃燒室內的停留時間

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