

液体火箭发动机的设计理论基础

87.883
152

液体火箭发动机的設計理論基础

[苏联] M. И. 什維留克 著
包雨相 赵国光 彭永齡 譯
包 雨 相 校

上海科學技術出版社

內 容 提 要

本书以国外公开資料为基础，闡述液体燃料火箭发动机設計中的基本理論。书中研究了液体火箭发动机及其推力室的工作状态、过程和特性，雾化装置、冷却系統和燃料供应系統的設計和計算，以及所用燃料的性质；还討論了发动机的調节、使用和試驗問題。

本书可作教学参考书，也可供从事火箭技术的研究、設計人員参考。

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

М. И. Шевелюк Оборонгиз 1960

液体火箭发动机的設計理論基础

包雨相 赵国光 彭永龄 譯 包雨相 校

上海科学技术出版社出版 (上海瑞金二路 450 号)
上海市书刊出版业营业許可証出 093 号

上海新华印刷厂印刷 新华书店上海发行所发行

开本 850×1168 1/32 印张 22 12/32 插頁 4 排版字数 595,000
1963年12月第 1 版 1963年12月第 1 次印刷 印数 1-2,000

統一书号 15119·1765 定价(十四) 4.20 元

目 录

第一章 緒 論	1
第二章 液体火箭发动机一般特性	10
§ 1. 液体火箭发动机的基本构造部件	10
§ 2. 现有液体火箭发动机的分类	12
§ 3. 液体火箭发动机的主要参数	19
§ 4. 液体火箭发动机的优缺点	21
§ 5. 液体火箭发动机的应用范围	24
§ 6. 对軍用飞行器发动机的要求	26
§ 7. 影响装有液体火箭发动机的火箭弹飞行速度和航程的因素	27
§ 8. 設計和計算液体火箭发动机时所要解决的主要問題	32
第三章 发动机工作循环和效率	35
§ 1. 理想发动机的工作循环	35
§ 2. 实际发动机的工作循环	38
§ 3. 液体火箭发动机室噴口处燃气流速的分类	39
§ 4. 发动机的效率	43
§ 5. 工质主要参数沿液体火箭发动机室长度方向的变化	52
§ 6. 表征燃气流参数沿液体火箭发动机噴管长度方向的变化 规律的方程式	54
第四章 液体火箭发动机工作状态	66
§ 1. 发动机的設計工作状态和非設計工作状态	66
§ 2. 发动机的使用工作状态	68
§ 3. 决定液体火箭发动机推力的因素	69
§ 4. 发动机的絕对推力	71
§ 5. 发动机室噴管在非最有利状态下的工作	81
§ 6. 发动机的推力系数	84
§ 7. 发动机的比推力	88
§ 8. 发动机中的燃料消耗量	95

§ 9. 发动机推力调节的方法和范围	99
§ 10. 发动机的流量特性	103
§ 11. 液体火箭发动机的实际流量特性	112
§ 12. 发动机的高度特性	114
§ 13. 液体火箭发动机的实际高度特性	119
§ 14. 发动机室喷管最有利高空性的选择	122
§ 15. 发动机室喷管高空性的调节	125
§ 16. 液氧液体火箭发动机 A-4 的基本特性	127
第五章 液体火箭发动机燃料特性	128
§ 1. 液体火箭发动机燃料的基本种类	129
§ 2. 表示燃料性质的参数	133
§ 3. 由燃料组元的元素重量组成换算为折合化学式和反换算的方法	139
§ 4. 确定完全燃烧单位量燃烧剂所需氧化剂的理论量和实际量	143
§ 5. 燃料中氧化剂剩余系数的确定	149
§ 6. 燃料重量成分比、容积成分比、比重和比容的确定	155
§ 7. 燃料热值的确定	156
§ 8. 燃料能焓的确定	164
§ 9. 对液体火箭发动机燃料的要求	173
§ 10. 液体火箭发动机燃烧剂的基本特性	177
§ 11. 液体火箭发动机燃烧剂的氧化剂基本特性	188
§ 12. 液体火箭发动机燃料的基本特性	199
§ 13. 提高液体火箭发动机燃料质量的方法	205
§ 14. 为所设计的发动机选择燃料组元	206
§ 15. 原子能在火箭发动机中的应用	211
第六章 液体火箭发动机推力室中的工作过程	223
§ 1. 发动机室中燃料的准备过程和燃烧过程	223
§ 2. 发动机燃烧室的热平衡	231
§ 3. 发动机燃烧室中燃料的放热系数	233
§ 4. 燃料燃烧理想的、理论的和实际的热力学温度	236
§ 5. 燃料燃烧产物的组成和理想温度的确定	238
§ 6. 燃料燃烧产物能焓的确定	241

§ 7. 液体火箭发动机推力室热力计算的实质	243
§ 8. 气体离解反应的平衡常数方程和物质平衡方程	245
§ 9. 液体火箭发动机燃烧室中燃料燃烧产物理论温度和 组成的确定	252
§ 10. 确定燃料燃烧产物理论温度和组成时方程组的解法	259
§ 11. 发动机室喷管出口截面处燃料燃烧产物理论温度和 组成的确定	276
§ 12. 液体火箭发动机实际参数和特性的确定	284
第七章 液体火箭发动机推力室的设计和计算	295
§ 1. 对液体火箭发动机推力室的要求	295
§ 2. 发动机燃烧室横截面的和容积的流量强度及容热强度	297
§ 3. 发动机燃烧室容积的确定	300
§ 4. 各种结构形状的燃烧室及其头部的优缺点	306
§ 5. 液体火箭发动机燃烧室形状的选择	309
§ 6. 发动机燃烧室相对面积的选择	313
§ 7. 发动机室主要几何特性的确定	317
§ 8. 发动机室喷管形状和扩张角的选择	324
§ 9. 发动机室喷管作图法的特型设计	330
§ 10. 发动机室壳体的载荷	332
§ 11. 对发动机室材料的要求	338
§ 12. 液体火箭发动机燃烧室中最有利压力的确定	340
§ 13. 发动机重量的确定	345
§ 14. 发动机外廓尺寸的确定	353
§ 15. 发动机起动时燃料的点燃方法	354
§ 16. 设计液体火箭发动机推力室的一般问题	359
第八章 液体火箭发动机雾化装置的设计和计算	363
§ 1. 对液体火箭发动机雾化装置的要求	363
§ 2. 液体火箭发动机中燃料组元雾化的方法	368
§ 3. 燃料喷嘴的型式	370
§ 4. 影响燃料组元雾化质量的因素	378
§ 5. 直流式雾化装置的计算	384
§ 6. 单组元离心式喷嘴的计算	388
§ 7. 双组元离心乳浊液式喷嘴的计算	402

§ 8. 燃料噴嘴及其他装置在发动机室头部的配置	404
第九章 液体火箭发动机冷却系統的設計和計算	411
§ 1. 防止液体火箭发动机室过热的方法及其优缺点	412
§ 2. 液体火箭发动机室中的热交换过程	418
§ 3. 对液体火箭发动机再生冷却的要求	428
§ 4. 影响液体火箭发动机室内热交换的因素	431
§ 5. 液体火箭发动机热交换过程中的相似准則	440
§ 6. 从气体到发动机室壁的单位对流热流的确定	442
§ 7. 从气体到发动机室壁的单位輻射热流的确定	449
§ 8. 发动机室冷却通道形状和尺寸的选择	457
§ 9. 冷却液沿发动机室通道长度加热程度的确定	462
§ 10. 发动机室焓热表面和液壁表面温度的确定	466
§ 11. 发动机室内壁防护幕的組織	473
§ 12. 液体火箭发动机室冷却計算的順序	479
§ 13. 液体火箭发动机室壁温差应力的确定	483
§ 14. 发动机室内壁材料的选择和厚度的确定	490
第十章 液体火箭发动机燃料供应系統的設計和計算	495
§ 1. 液体火箭发动机燃料供应系統的基本型式、优缺点和应用 范围	496
§ 2. 液体火箭发动机燃料貯箱的設計和計算原理	503
§ 3. 发动机燃料供应系統气体蓄压器的計算	515
§ 4. 发动机燃料供应系統火药蓄压器的計算	528
§ 5. 燃料供应系統液体蓄压器的計算	538
§ 6. 渦輪泵組的渦輪驅動方法及其优缺点	546
§ 7. 液体火箭发动机过氧化氢蒸汽气体发生器的計算	551
§ 8. 液体火箭发动机双組元气体发生器	564
§ 9. 渦輪泵組渦輪功率及驅動它用的每秒气体消耗量的确定	573
§ 10. 液体火箭发动机燃料供应系統渦輪的特性及其設計特点	577
§ 11. 液体火箭发动机燃料供应系統泵的特性及其設計特点	587
§ 12. 液体火箭发动机燃料供应系統的附件、导管及其他部件	596
§ 13. 液体火箭发动机燃料供应系統的液流計算	602
§ 14. 液体火箭发动机額定工作参数的調整	605
§ 15. 液体火箭发动机燃料供应系統各种方案的比較	606

第十一章 液体火箭发动机稳定和不稳定状态及其工作的	
自动调节	614
§ 1. 液体火箭发动机稳定和不稳定工作状态	614
§ 2. 液体火箭发动机工作状态的自动调节	625
第十二章 液体火箭发动机使用的某些问题	640
§ 1. 发动机的工作可靠性	640
§ 2. 液体火箭发动机的起动和停车	643
§ 3. 用自燃燃料组元工作的液体火箭发动机炮式起动	647
§ 4. 发动机的工作寿命	652
第十三章 液体火箭发动机设计和调整试验的阶段	654
§ 1. 液体火箭发动机的设计阶段	654
§ 2. 液体火箭发动机的试车台试验	661
§ 3. 发动机试车台热试数据的整理	675
附 录	685
参考文献	707

第 一 章

緒 論*

发动机是各种不同功用的火箭弹的主要部分。

发动机的型式决定着火箭弹的基本结构、外形尺寸和它的飞行性能。火箭弹的航程也取决于发动机的型式和它所使用的燃料组元,以及发动机的构造特点和使用性能等。

本书的目的是使高等学校的学生和工程技术人员对液体火箭发动机的理论和主要设计原则有一简要的了解。根据这些材料,可以在每个具体情况下合理地选定液体火箭发动机的原理系统图、燃料组元、工作和结构参数;对其使用性能、几何特性和其他特性作必要的计算,并可解决建立工作可靠、经济性良好的发动机构造有关的其他问题。

为了顺利地学习这门课程,除了一般的工程基础外,还须清楚了解液体火箭发动机和液体火箭弹的现有构造,通晓液体燃料的化学及燃烧理论、热交换及传热学基础、结构强度及稳定性理论、高速空气动力学、弹道学及自动调节原理。

分析现有液体火箭发动机的构造,可以确定出这一技术领域的基本发展方向。

第二次世界大战时期,曾设计出使用氧、硝酸和过氧化氢的发动机,并应用于火箭弹、空中鱼雷和飞机上。

当时远程火箭所用的氧类火箭发动机的绝对推力没有超过26吨,采用了热值较低的燃料(75%乙醇和液氧),燃烧室内的燃气压力也较低(16个绝对大气压),而且升推力小(1升容积约为

* 本章系节译——译者。

60~80 公斤), 所以发动机的比推力不大 (約 $200 \frac{\text{公斤推力}}{\text{公斤燃料/秒}}$)。

远程火箭 A-4 (图 1.1 和 1.2) 的液体火箭发动机就是液氧类发动机的一个例子。

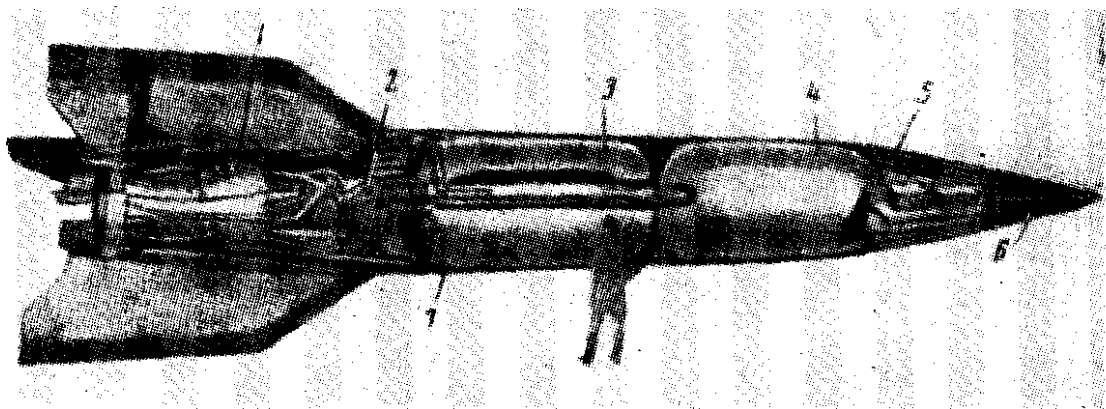


图 1.1 地面推力为 25~26 吨的远程火箭 A-4 的外形和剖视图

1—发动机室; 2—渦輪泵組; 3—氧化剂貯箱; 4—乙醇貯箱;
5—仪表仓; 6—头部; 7—弹体

浓度 75% 的乙醇(燃烧剂)貯箱和液氧(氧化剂)貯箱装在弹体的中部。燃烧剂貯箱容积为 4600 升, 重 76 公斤; 可贮存 3900 公斤燃料。氧化剂貯箱容积为 4470 升, 重 120 公斤; 可贮存 4900 公斤氧化剂。

发动机装在火箭的尾部, 其重量为 930 公斤。

发动机(见图 1.2)在 60~70 秒内产生之地面推力为 25~26 吨, 此时每秒燃料消耗量达 125 公斤。发动机的主要部分是焊接结构的梨形推力室(见图 1.3)、渦輪泵組、燃料供应系统的气体发生器。浓度 80% 的过氧化氢借助于液体催化剂(高錳酸鈉)在气体发生器内形成蒸汽气体, 用来驱动渦輪泵組。发动机室最大外径 1190 毫米、长 2020 毫米、重 422 公斤。

图 1.4 所示是火箭 A-4 的起飞情形。

在第二次世界大战时期, 硝酸类火箭发动机的推力为 300~8000 公斤, 比推力約 $190 \sim 200 \frac{\text{公斤推力}}{\text{公斤燃料/秒}}$ 。

用无线电控制的防空火箭“瀑布”所采用的 C-2 型液体火箭发动机就是一种硝酸类火箭发动机, 其地面推力为 8 吨(图 1.5)。

这种火箭弹也是德国设计的，并且在第二次世界大战时期进行了飞行试验。它的外形很象火箭 A-4，但比它简单得多，外廓尺寸小。这种火箭弹与 A-4 的最大区别是它装有四个小尺寸的宽翼面。这是当时防空导弹中的最大一种，能够攻击 20 公里高空的敌机。弹体的最大直径 880 毫米、长 7835 毫米、翼展 1875 毫米、尾面翼展 2510 毫米。

火箭弹战斗部分的重量为 145 公斤，包括 125 公斤炸药。火箭弹的起飞总重计 3245 公斤。

这种火箭弹的发动机主要是由椭圆形的燃烧室、气瓶式燃料供应系统组成。焊

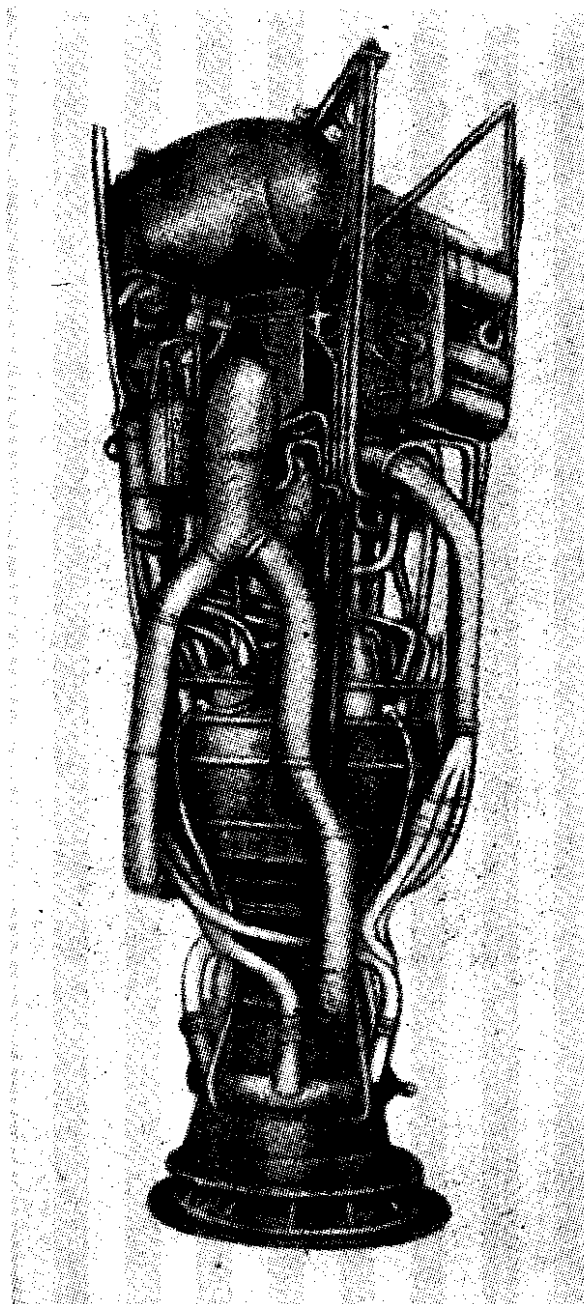


图 1·2 不带燃料贮箱的 A-4 火箭发动机外形

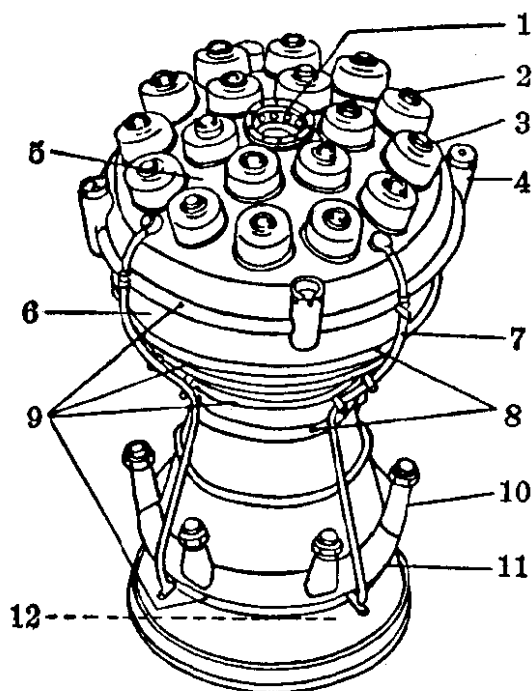


图 1·3 A-4 火箭发动机室外形
 1—固定酒精主活门的安装座； 2—液氧喷嘴； 3—前室； 4—承力接头；
 5—推力室头部； 6—燃烧室； 7—冷却系统导管； 8—补偿室外壁热膨胀波形肋； 9—向室内供应乙醇的环形通道； 10—向室壁之间的空间供入乙醇的接头； 11—燃烧剂集液环； 12—喷管冷却部分边缘

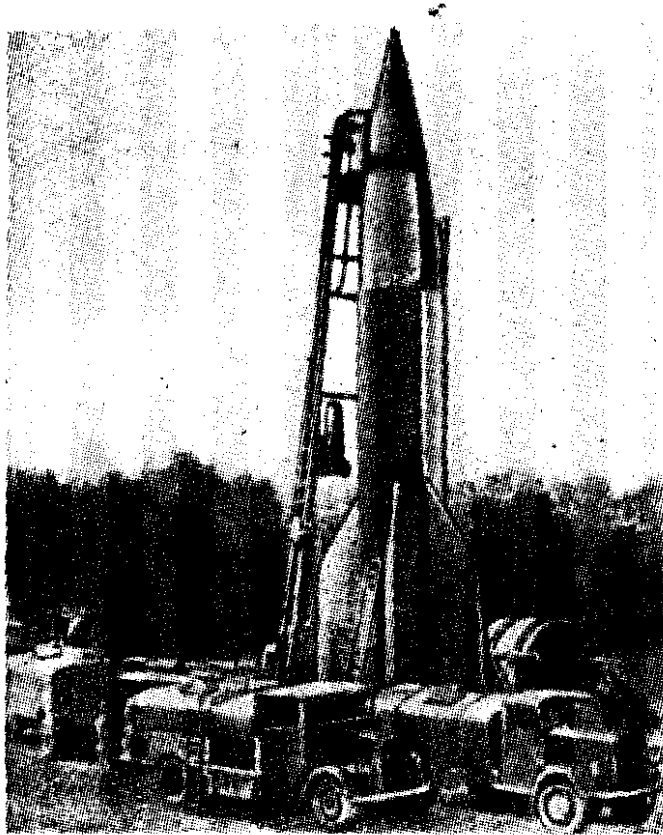


图 1·4 A-4 火箭弹的起飞

接结构的燃烧室是用鋼板作成,与噴管連成一整体,它有一平頂可拆卸的头部,其上装有噴射燃料組元的直流式噴嘴。推力室用氧化剂冷却。

发动机的燃料是一种相互混合后能够自燃的組元:燃烧剂为冬卡(ТОКЕа) 841 混合剂,氧化剂为 M-10 混合剂。混合剂 841 是由 12% 的工业邻苯二酚、15% 的二甲苯、30% 乙烯酯和 23% 的苯胺組合而成。混合剂 M-10 內,

98% 浓度的硝酸占 90% 和 96% 浓度的硫酸占 10%。燃烧剂貯箱的貯量計 335 公斤,而另一貯箱的氧化剂貯量計 1480 公斤。

当燃烧室內压力为 22.5 絕對大气压时,向发动机燃烧室供应燃料組元的压力为 25 大气压。气瓶式供应系統內压缩氮的压力是 300 大气压。发动机工作時間 43 秒。发动机室重 43 公斤,而整台发动机的淨重計 150 公斤。

这种发动机从 1941 年中开始建造,于 1943 年結束了第一阶段的工作。在这个时期內,这种火箭弹大約进行了 20 次的初步发射。火箭弹飞行試驗結果証明,对其調整还需作进一步研究。

在第二次世界大战时期,曾設計和建造了用于空中魚雷和飞机上的成批实验型液体火箭发动机,其中包括使用过氧化氢的“冷式”发动机。

在該时期及以后所建造的这类使用过氧化氢的发动机中,其比推力是很小的(約 $100 \sim 110 \frac{\text{公斤推力}}{\text{公斤燃料/秒}}$),所以沒有获得进一

步的发展和运用。

空中魚雷用的 109-507 型液体火箭发动机(华尔脫公司),是一种使用过氧化氢的发动机,在 10~13 秒內能产生 550~590 公斤的推力(图 1.6)。

这种发动机所用的燃料是 80% 浓度的过氧化氢,用液态催化剂分解(浓度 23% 的高錳酸鈉)。用压缩空气把工作組元供入反应室內。空气在气瓶內的初始压力为 150 大气压,而工质的供应压力为 30~35 大气压。反应室內压力达 22 大气压,室內所形成的蒸汽气体温度达到 420~440°C。

发动机可以工作到貯箱內貯存的过氧化氢完全用尽。

发动机长(带整流罩) 2210 毫米,最大直径 330 毫米。发动机淨重 17.5 公斤。在装满燃料的情况下(过氧化氢、高錳酸鈉水溶液和压缩空气),发动机重 143 公斤。

在第二次世界大战时

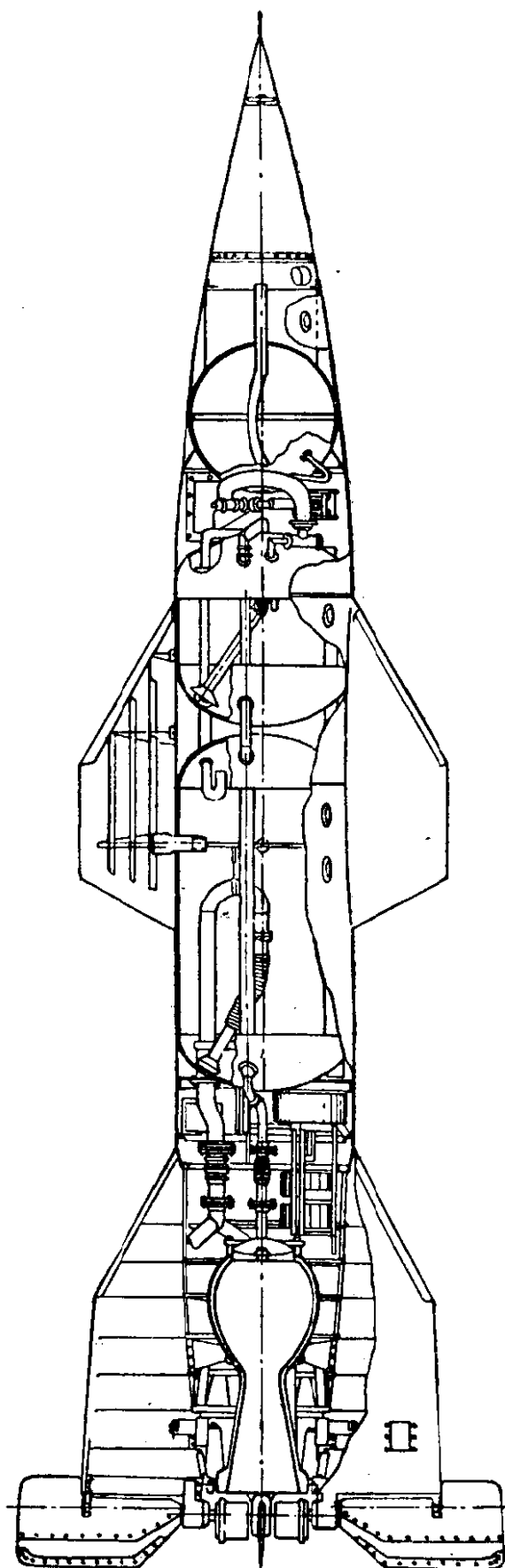


图 1.5 “瀑布”液体火箭弹

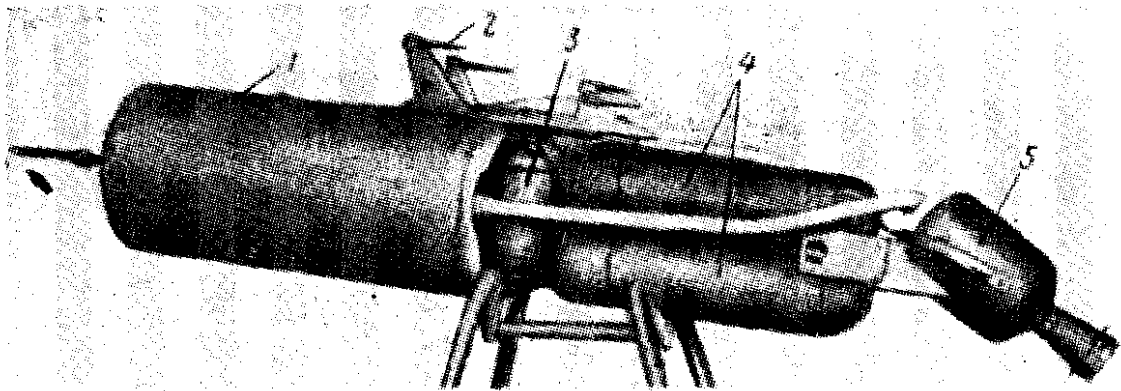


图 1·6 空中魚雷用的推力为 550~590 公斤的华尔脱公司
过氧化氢液体火箭发动机

1—过氧化氢貯箱； 2—发动机固定接头； 3—空气瓶；
4—高錳酸鈉貯箱； 5—混合室

期，德国人把德国华尔脱公司所設計的使用过氧化氢的发动机用在飞机、空中魚雷和水中魚雷上，作为主发动机或輔助发动机。

虽然过氧化氢并不比硝酸优越，但是在第二次大战中，使用过氧化氢的发动机比使用硝酸的发动机应用得广泛。这是因为这种发动机达到使用状态的时间較早。

在掌握绝对推力大的过氧化氢发动机的同时，一些国家对建造大型远程火箭和防空导弹用的氧类、硝酸类及其他类型的发动机也作了研究。

战后时期，由于火箭技术进一步发展，要求建造一种推力大、比重小、单位燃料消耗量低的液体火箭发动机。

为了解决这一問題，必須增大燃烧室的尺寸，在压力和温度方面加强燃料的燃烧过程，增大燃料消耗量和发动机的升推力，以及使用高能燃料。

现在，液体火箭发动机的发展方向是使每种改型的构造更趋于完善，研制使用高能燃料、比推力大的新型結構的大推力发动机。某些燃料的燃烧温度可达 4000°C ，而燃气从噴口的排气速度可达 $3000\sim 4000$ 米/秒^①。

① Экспресс-информация АН СССР, вып. 8, РТ-22, 1958.

目前使用的燃料有多卡 (тонка) 250^①、煤油、用水稀釋的酒精及其他; 在国外使用的有苯胺、柴油、糠醇及其他。

目前, 肼和以肼为基的燃烧剂(甲肼、二甲肼及二乙胺), 还有以煤油、高温油料为基的混合燃烧剂, 都获得了很大的重视。对液氟、氟化氧及臭氧等氧化剂也引起了巨大的兴趣。

远程火箭发展到现阶段, 需要解决下列問題:

- (1) 单台发动机的绝对推力急剧增加到数百吨;
- (2) 发动机的比推力达到 300~350 公斤秒/公斤以上;
- (3) 进一步减小发动机的比重;
- (4) 創造全部附件自动工作的多室发动机。

随着液体火箭发动机领域内科学的发展, 正在集中研究结构的可靠性及操纵的简化等問題。

設計强大的液体火箭发动机, 遇到了許多困难。推力室内燃烧过程空前的强烈, 燃气的高速、高压和高温, 都大大地超过了目前所有的热机能够达到的数值。每秒燃料消耗量非常巨大, 必須配备数万馬力的供应装置。发动机本身发出的功率达数千万馬力。所有这一切, 都尖锐地提出了一系列問題: 推力室的冷却, 防爆安全性, 发动机的起动和調节, 掌握渦輪泵組及其渦輪的供应方法, 新型高能燃料和高强度焊接鋼的研究, 以及其他許多复杂問題。

在建造大功率发动机方面, 最复杂的問題是保証其稳定的工作状态。这是因为 A-4 大型发动机上碰到了困难, 必須把推力室内壁作得很厚(超过 5 毫米)。发动机工作时, 壁内将产生巨大的温差, 因此沿厚度也将产生分布很复杂的温度应力, 使这种导热系数不大的厚壁, 由于得不到良好冷却而安全系数显著降低(导热系数高的材料往往具有較低的强度)。

在某些情况下, 由于室壁受到冷却液体的高压及噴管产生的推力作用, 会产生弹性不稳定, 而使这一现象更加复杂化。此外,

① Г. Мебус, Расчет ракетных двигателей, ИЛ, 1959.

大推力发动机有很大的噴管，其重量占了推力室的一大部分。发动机采用成組(多室)結構，在工作協調和調節方面又会遇到很大的困难。

在发展远程导弹用的液氧类大推力发动机的同时，一些国家还建造了硝酸类发动机(“埃耳里康”54液体火箭发动机)。

在发展强大的液体火箭发动机的过程中，产生了发动机的調節問題，首先是：

- (1) 要保持推力和燃烧室內压力恒定，或者按规定程序改变；
- (2) 燃料組元应保持一定的比例，即保持燃烧剂和氧化剂的重量比；
- (3) 保証燃料供应系統和发动机室內的燃料燃烧过程的动力稳定性；
- (4) 在台上試驗发动机过程中，按程序改变燃烧室的压力和燃料組元的比例；
- (5) 补偿发动机制造时所产生的周期的或恒定的誤差。

为了保持最佳的比推力，从而提高发动机的工作持續時間，减少火箭弹的最終质量以增大航程，燃料組元的比例在发动机工作过程中，必須是可調節的。

弹道式火箭弹的推力值应根据决定于容許加速值的給定程序而变化，或者是保持恒定。第二种情况只适用于沒有空气阻力的情况。所以，可用于多級火箭的最后几級。在其他情况下，为了能达到最大的最最終速度，对推力必須有很好的程序控制。这点也适用于有翼的火箭弹。

保証发动机室內燃料燃烧过程有动力稳定性，甚至在有自动調節系統的情况下也是一个非常重要的問題。除了燃烧室和它的头部形状、使用之燃料組元的物理化学性能外，燃烧过程的迟滯時間和非綫性、包括貯箱和管路在內的結構刚度、燃料組元的可压缩性以及空气动力，对燃烧过程也有重要的影响。虽然有許多著作对这一問題作了理論研究，但是目前还只能用实验方法来解決发动机燃烧室燃气压力的低頻和高頻振蕩問題。

近年来,由于建造宇宙火箭和超远程火箭弹,以及发射巨型人造地球卫星用的火箭,需要有数百吨推力的液体火箭发动机^①。显然,核能将用于大推力的发动机上。

① Interavia, № 4038, 1958.