

国防科学技术大学学术著作出版资助专项经费资助

液体火箭发动机燃烧过程 建模与数值仿真

Modeling and Numerical Simulations of
Internal Combustion Process of Liquid Rocket Engines

王振国 编著

国防科学技术大学学术著作出版资助专

液体火箭发动机燃烧过程 建模与数值仿真

Modeling and Numerical Simulations
of Internal Combustion Process of Liquid Rocket Engines

王振国 编著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

本书系统地建立和介绍了液体火箭发动机喷雾燃烧过程的理论、模型和数值计算方法,包括液体推进剂喷雾理论与喷嘴雾化模型,液滴在常压、高压和振荡环境下的蒸发理论及多组分液滴蒸发模型,湍流流动模型,湍流燃烧模型,传热模型,燃烧不稳定理论与模型等,上述理论或模型反映了当前的最新研究成果。本书最后给出了完整的液体火箭发动机喷雾燃烧计算模型,介绍了数值算法和网格生成方法,并给出了应用算例。

本书可作为航天、航空、内燃机以及一切从事和涉及液体燃料燃烧领域和专业的师生和科技人员的教材或参考书。

图书在版编目(CIP)数据

液体火箭发动机燃烧过程建模与数值仿真/王振国编著.

—北京:国防工业出版社,2012.10

ISBN 978-7-118-08525-9

I. ①液… II. ①王… III. ①液体推进剂火箭发动机—燃烧过程—建立模型②液体推进剂火箭发动机—燃烧过程—数值方法 IV. ①V434

中国版本图书馆CIP数据核字(2012)第279370号

※

国防工业出版社

(北京市海淀区紫竹院南路23号 邮政编码100048)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 18¹/₄ 字数 353千字

2012年10月第1版第1次印刷 印数 1—2500册 定价 75.00元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010) 88540777

发行邮购:(010) 88540776

发行传真:(010) 88540755

发行业务:(010) 88540717

前 言

液体火箭发动机具有比冲高、能反复启动、工作时间长短可任意设定、多次使用、推力可调节等优点，其必将在未来人类空间技术的发展上长期占据主要地位。液体火箭应用领域的日益扩展，客观上要求人们更深入地研究液体火箭发动机的基本理论和设计方法，液体火箭发动机燃烧过程数值仿真是这类研究中的一个重要方向。液体火箭发动机燃烧过程数值仿真是进入 20 世纪 70 年代以后随着计算燃烧学的兴起而出现的新兴交叉学科，包含了计算流体力学、计算传热学、计算燃烧学、计算机软件设计和流场数值显示与可视化等多学科的综合应用，是国内外液体火箭发动机领域最活跃的研究方向之一。

本书是对作者长期从事液体火箭发动机燃烧过程数值研究工作的总结，并反映了国内外当今研究发展的状况。在这一研究领域，作者指导的研究生黄玉辉、李清廉、谭建国、李海涛、李大鹏、孙明波、刘娟、汪洪波等先后做出过重要贡献，本书引用了这些研究生博士论文的部分内容。

全书共分为 8 章：第 1 章介绍了液体火箭发动机的基本结构与工作过程，概述液体火箭发动机燃烧过程数值仿真的特点及其发展历程；第 2 章～第 7 章为液体火箭发动机燃烧过程数学模型的理论研究，包括喷雾理论和喷嘴雾化模型、液滴蒸发燃烧模型、湍流流动模型、湍流燃烧模型、传热模型、燃烧不稳定模型；第 8 章为液体火箭发动机燃烧过程数值仿真应用研究，列出了完整的液体火箭

发动机喷雾燃烧计算模型，介绍了方程及模型的数值求解方法以及网格生成方法，具体应用实例包括液体火箭发动机推力室燃烧、流动、传热以及燃烧不稳定数值分析。

本书第1章、第3章、第4章、第6章为王振国所写，第2章为王振国与刘娟合写，第5章为王振国与孙明波合写，第7章和第8章为王振国和黄玉辉合写。全书由王振国统稿和审校。

由于液体火箭发动机燃烧过程是一个非常复杂的研究领域，许多过程机理仍不明晰，模型和数值计算方法仍处于不断的发展变化当中，本书必然还存在许多疏漏之处，恳请读者批评指正。

编著者

2012年8月

目 录

第 1 章 引言	1
1.1 液体火箭发动机的基本结构	1
1.1.1 推进剂供应系统	1
1.1.2 推力室	4
1.2 液体火箭发动机的内部燃烧过程	10
1.2.1 启动和关机过程	10
1.2.2 燃烧过程	12
1.2.3 工作过程的性能参数	14
1.3 液体火箭发动机燃烧过程数值仿真的特点及发展历程	15
1.3.1 液体火箭发动机燃烧过程数值仿真的作用	15
1.3.2 液体火箭发动机工作过程数值仿真的主要内容	16
1.3.3 液体火箭发动机燃烧过程的数值仿真发展历程	17
1.4 化学流体力学基本控制方程组	18
1.5 本书的主要内容	20
参考文献	21
第 2 章 液体推进剂雾化机理和雾化模型	22
2.1 液体火箭发动机喷注器类型和作用	22
2.2 液体推进剂雾化机理	23
2.2.1 静态液滴的形成	23
2.2.2 圆柱射流破碎	24
2.2.3 液膜破碎	29
2.2.4 液滴二次破碎	34
2.3 液体火箭发动机中雾化性能评价指标	41
2.3.1 喷雾尺寸分布函数	41
2.3.2 平均直径与特征直径	42
2.3.3 喷雾尺寸分布的测量	43
2.4 液体火箭发动机喷嘴雾化模型	47

2.4.1	直流式喷嘴	47
2.4.2	离心式喷嘴	47
2.4.3	撞击式喷嘴	50
2.4.4	同轴剪切式喷嘴	54
2.4.5	同轴离心式喷嘴	56
2.5	液体推进剂喷雾数值模拟	58
2.5.1	液体推进剂雾化过程数学模型	58
2.5.2	拟流体模型	61
2.5.3	颗粒轨道模型	62
2.5.4	界面追踪法在雾化数值模拟中的应用	65
	参考文献	67
第3章	液滴蒸发燃烧模型	70
3.1	液滴在常压下的准定常蒸发燃烧理论	70
3.1.1	液滴在静止气体中无燃烧时的准定常蒸发理论	70
3.1.2	液滴在静止气体中有燃烧时的准定常蒸发理论	74
3.1.3	液滴在对流介质中的无燃烧蒸发理论	77
3.1.4	液滴在对流介质中的有燃烧蒸发理论	78
3.2	高压下液滴蒸发模型	78
3.2.1	ZKS液滴高压蒸发理论	79
3.2.2	应用液相活度系数计算高压气液平衡的方法	83
3.3	振荡环境下推进剂液滴亚临界蒸发响应特性	85
3.3.1	物理模型	85
3.3.2	算例及结果分析	87
3.4	多组分燃料液滴蒸发模型	88
3.4.1	简单多组分液滴蒸发模型	89
3.4.2	复杂多组分混合物液滴蒸发的连续热力学模型	97
3.5	液滴群蒸发	104
3.5.1	群燃烧数定义	104
3.5.2	液滴群燃烧模式	105
	参考文献	107
第4章	湍流流动模拟	109
4.1	湍流模式理论及方程	109

4.1.1	代数模型	110
4.1.2	一方程模型	111
4.1.3	两方程模型	113
4.1.4	湍流模型修正	116
4.1.5	非线性湍流模型	120
4.1.6	雷诺应力模型	124
4.1.7	模型评述	126
4.2	大涡模拟理论及方程	127
4.2.1	大涡模拟的基本思想	127
4.2.2	大涡的运动方程	128
4.2.3	亚格子尺度模型	129
4.2.4	混合 RANS/LES 方法	134
4.3	两相湍流模型	138
4.3.1	颗粒湍流的 Hinze-Tchen 代数模型	138
4.3.2	两相湍流的 $k-\epsilon-k_p$ 和 $k-\epsilon-A_p$ 模型	139
	参考文献	140
第 5 章	湍流燃烧模型	143
5.1	化学反应项的平均	143
5.2	扩散火焰的设定 PDF——快速化学反应模型	145
5.2.1	概念和假设	145
5.2.2	$\kappa-\epsilon-Z-g$ 方程组	146
5.2.3	概率密度分布函数	147
5.2.4	设定型 PDF	148
5.2.5	截断型高斯分布的 PDF	149
5.3	预混火焰的有限反应速率 EBU-Arrhenius 模型	150
5.4	关联矩模型	151
5.4.1	时均反应率	151
5.4.2	关联矩的封闭	152
5.5	湍流燃烧的火焰面模型	153
5.5.1	扩散火焰面模型	153
5.5.2	预混火焰面模型	155
5.6	湍流燃烧的 PDF 输运方程方法	156
5.6.1	概率密度函数的输运方程	156

5.6.2	湍流 PDF 方程的封闭问题	158
5.6.3	密度加权平均的单点联合概率密度函数的输运方程	159
5.6.4	概率密度函数的输运方程的求解	159
5.7	湍流燃烧的大涡模拟	160
5.7.1	湍流燃烧大涡模拟的控制方程	161
5.7.2	亚格子尺度燃烧模型	163
	参考文献	169
第 6 章	传热模型及模拟	171
6.1	燃烧室壁对流传热模型	171
6.1.1	燃气对流传热模型	172
6.1.2	冷却对流传热模型	173
6.2	燃烧室壁热传导模型	176
6.2.1	傅里叶导热定律	176
6.2.2	一维稳定热传导	176
6.2.3	二维稳定热传导	177
6.2.4	非稳态热传导	178
6.3	辐射换热模型	178
6.3.1	辐射的基本定律	178
6.3.2	辐射热流密度计算经验模型	183
6.3.3	燃烧过程辐射换热数值模拟	184
	参考文献	190
第 7 章	燃烧不稳定模型	191
7.1	概述	191
7.1.1	燃烧不稳定性表现形式	192
7.1.2	不稳定燃烧分类	192
7.1.3	燃烧不稳定性的特点	194
7.2	燃烧不稳定的声学基础	195
7.2.1	供热或供质激起声振荡的 Rayleigh 准则	195
7.2.2	声波与声振荡	196
7.2.3	燃烧室内的声振型	197
7.2.4	火箭发动机内的自激振荡	200
7.3	液体火箭发动机燃烧过程的响应特性	201

7.3.1	推进剂供应系统的响应特性	202
7.3.2	喷射雾化过程的响应特性	203
7.3.3	液滴蒸发过程的响应特性	204
7.4	敏感时滞模型 $n-\tau$	204
7.4.1	燃烧时滞	204
7.4.2	敏感时滞模型	205
7.5	液体火箭发动机燃烧稳定性非线性理论	213
7.5.1	非线性场振子模型	215
7.5.2	均匀反应器声振模型	216
7.5.3	时空相互作用动力学模型	219
7.5.4	燃烧不稳定的一般热力学分析	220
7.6	不稳定燃烧的控制措施	221
7.6.1	被动控制	222
7.6.2	主动控制	223
7.6.3	第三种控制方法	224
	参考文献	225
第8章	液体火箭发动机燃烧过程数值方法及计算实例	228
8.1	两相多组分反应流基本控制方程	228
8.1.1	气相控制方程	228
8.1.2	液相颗粒轨道模型	230
8.1.3	湍流模型	232
8.1.4	液滴雾化模型	233
8.1.5	液滴蒸发模型	234
8.1.6	化学反应动力学模型	235
8.2	数值计算方法	236
8.2.1	概述	236
8.2.2	常用的离散格式	237
8.2.3	离散方程	241
8.2.4	基于交错网格的动量方程的离散	244
8.2.5	流场计算的 SIMPLE 算法	245
8.2.6	PISO 算法	249
8.3	网格生成技术	252
8.3.1	结构网格生成技术	252

8.3.2	非结构网格生成技术	255
8.4	液体火箭发动机燃烧过程计算算例及结果分析	257
8.4.1	双工况氢氧发动机燃烧与传热数值分析	257
8.4.2	三组元发动机推力室内部传热数值仿真	262
8.4.3	液体发动机燃烧稳定性数值仿真	268
	参考文献	280

第 1 章 引 言

液体火箭发动机技术已经具有 70 多年的发展历史。从德国 V-2 导弹的 A-4 发动机到美国登月火箭“土星”5 号的 F-1 发动机，到实现天地往返重复使用的航天飞机主发动机，在人类不长的空间技术发展史上，每一个里程碑事件都与液体火箭发动机技术的进步相关联。由于液体火箭发动机具有比冲高、能反复启动、工作时间长短可任意设定、多次使用、推力可调节等优点，其必将在未来长期占据主要地位。

液体火箭发动机是液体推进剂火箭发动机的简称，是使用液态化学物质（液体推进剂）作为能源与工质的化学火箭发动机。液体火箭发动机的工作原理是：液体化学推进剂在燃烧室中发生燃烧反应，形成的高温高压燃气在喷管中高速喷射出去，从而把冲量施加给飞行器系统。液体火箭发动机采用液体推进剂，这个基本特点决定了液体火箭发动机无论在系统方案、结构设置以及点火、热防护等方面都与使用的推进剂种类和特性有紧密的关系。

液体火箭应用领域的日益扩展，客观上要求人们更深入地研究液体火箭发动机的基本理论和设计方法，液体火箭发动机燃烧过程数值仿真是这类研究中的一个重要方向。本章将首先介绍液体火箭发动机的基本结构和物理工作过程，然后探讨液体火箭发动机燃烧过程数值仿真的主要内容和研究方法。

1.1 液体火箭发动机的基本结构

液体火箭发动机由推力室（由喷注器、燃烧室和喷管构成）、推进剂供应系统、推进剂贮箱和各种自动调节器等部分组成。本节主要介绍与燃烧过程紧密关联的推进剂供应系统与推力室。

1.1.1 推进剂供应系统

将推进剂从贮箱输送到推力室的系统称为推进剂供应系统，按其工作方式可分为挤压式供应系统和泵压式供应系统两大类。

1. 挤压式供应系统

挤压式供应系统借助于被输送到贮箱内挤压气体的作用将推进剂输送到推力室或者燃气发生器中。挤压气体可以预先以蓄能气体的形式储存在气瓶中，也可以在液体火箭发动机工作时由液体燃气发生器或固体燃气发生器生成。对挤压气

体提出的主要要求：储存时高的气体密度、挤压时低的相对分子质量，与被挤压的推进剂有最小的溶解性，与推进剂组元间有最低的化学活性，没有固体和液体杂质等。

采用惰性气体作为挤压气体的挤压式供应系统分为恒压式系统和落压式系统两类。前者使用减压器保持推进剂贮箱压力，同时也把推力保持在恒定值；后者挤压气体充在推进剂贮箱内，在气体绝热膨胀过程中，贮箱压力和燃烧室压力不断减小。常见的典型挤压式供应系统包括带有高压气瓶的挤压式系统以及带有燃气发生器的挤压式系统。在带有高压气瓶的挤压式系统中，可以使用空气、氮气、氦气和其他的一些气体作为挤压气体。空气的主要缺点是空气中存在氧和有相对较高的沸点，因此它不能用于挤压低温推进剂。利用氦气可以挤压出所有目前存在的液体推进剂。带有高压气瓶的挤压式供应系统虽然具有相对高的尺寸和质量，但系统结构简单、可靠性高，同时它能够保证相对简单地实现发动机的多次启动。在带有燃气发生器的挤压式系统中，对于单组元液体燃气发生器，使用单组元推进剂作为挤压气体的来源，根据推进剂的类型不同，推进剂的分解可以通过催化或加热的途径来实现。在双组元液体燃气发生器中，挤压气体是靠两种推进剂组元在富氧或富燃的情况下燃烧而得到的，气体的温度由进入到液体燃气发生器中的推进剂组元的混合比决定。

挤压式供应系统结构简单、工作可靠，但由于推进剂贮箱必须承受高的内压，因而本身比较笨重，常用在航天器的姿态控制发动机中。有时为了确保载人飞行的可靠性，虽然发动机推力较大，但也采用挤压式供应系统，如阿波罗飞船的服务舱发动机、下降级及上升级发动机等。

2. 泵压式供应系统

泵压式供应系统靠泵来输送推进剂，而泵又靠涡轮驱动。在泵压式供应系统中，涡轮泵组件必不可少。对液体火箭发动机涡轮泵的基本要求如下：

- (1) 在给定的推进剂流量下，应保证发动机系统要求的出口压力值；
- (2) 具有最小的尺寸和结构质量；
- (3) 具有尽可能高的效率；
- (4) 确保发动机在所有工况下稳定工作，压力脉动与机械振动都很小；
- (5) 具有与腐蚀性液体或低温液体工作的相容性，不允许氧化剂泵零件间有摩擦（这会导致局部高温，甚至爆炸）；
- (6) 具有抽吸含少量气体或蒸气的推进剂的能力。

泵压式推进剂供应系统最常见的三种循环方案为燃气发生器循环、膨胀循环和分级燃烧循环。燃气发生器循环和分级燃烧循环可使用大多数常用的液体推进剂。膨胀循环常用于以液氢作为推力室冷却剂的发动机中，这是因为氢是一种很好的吸热介质，且它不会分解。

在燃气发生器循环中，涡轮进口气体来自一独立的燃气发生器，涡轮排气通

过小面积比的涡轮喷管排出发动机，或者通过喷管扩张段的开口注入发动机的主气流中。燃气发生器用的推进剂可以是单组元的，也可以是双组元的，均来自于主推进剂供应系统。图 1.1 所示的是使用双组元燃气发生器循环的涡轮泵供应系统，泵后部分氧化剂和燃料进入双组元燃气发生器中并燃烧，产生驱动涡轮的工质。为了使燃气发生器中的燃烧产物的温度适合涡轮的要求，可通过控制燃气发生器中推进剂的混合比来保证燃气温度在 $700^{\circ}\text{C} \sim 900^{\circ}\text{C}$ 的范围内。由于双组元燃气发生器系统不需另带辅助推进剂和贮箱，使结构得到一定的简化，因此被广泛使用。

燃气发生器循环相对比较简单，液路管道和泵的压力相对较低，是使用的最多的一种泵压式循环。对采用燃气发生器循环的发动机，推力室本身的比冲总是略高于发动机比冲，而推力室本身的推力总是略低于发动机推力。

膨胀循环通常用在以液氢作为燃料的发动机中，如图 1.2 所示。液氢经冷却套吸热后变成过热氢气，氢气在进入主推力室之前，先对涡轮做功，然后所有燃气再喷入发动机燃烧室中，在燃烧室内与氧化剂混合并燃烧，燃烧产生的气体通过发动机排气喷管高效膨胀后排出。膨胀循环的主要优点是比冲高、发动机简单、发动机质量相对较小，但由于冷却套对液氢的加热量有限，使涡轮的做功能力受到限制，从而限制了燃烧室压力的提高，一般燃烧室压力为 $7\text{MPa} \sim 8\text{MPa}$ 。当燃烧室压力更高时，就不宜采用这种循环方式。

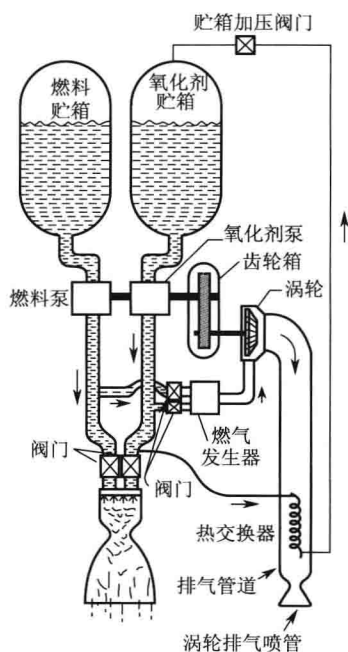


图 1.1 双组元燃气发生器循环的涡轮泵供应系统

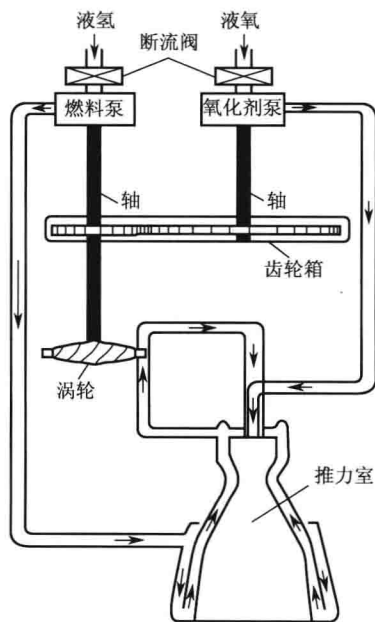


图 1.2 膨胀循环的涡轮泵供应系统

图 1.3 示出了具有分级燃烧循环的涡轮泵供应系统（也称为补燃循环）。它的特点是冷却剂—燃料通过推力室冷却套后进入高压预燃室，与部分氧化剂进行燃烧，为涡轮提供高能燃气，然后涡轮排气全部注入主燃烧室，与其余的氧化剂进行补充燃烧，再经喷管膨胀、喷出。

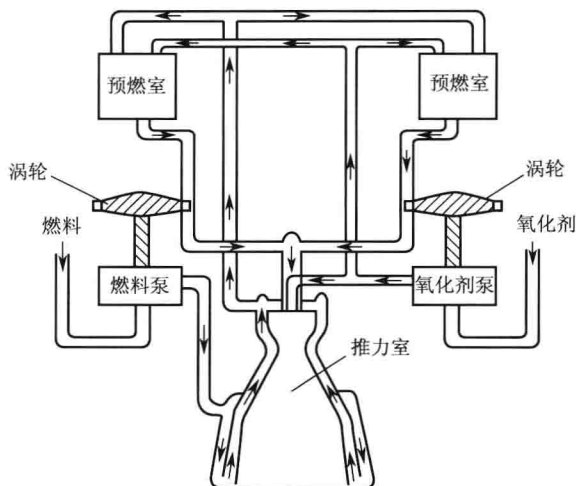


图 1.3 分级燃烧循环的涡轮泵供应系统

在分级燃烧循环中，高压预燃室可以是双组元燃气发生器，也可以是单组元燃气发生器；可以采用富氧预燃室，如俄罗斯 RD120 发动机（使用液氧/煤油推进剂）和俄罗斯的 RD253 发动机（使用四氧化二氮/偏二甲肼推进剂），也可以采用富燃预燃室，如航天飞机主发动机（使用液氢/液氧推进剂）。由于推进剂的组元之一全部进入预燃室，涡轮工质的流量相当大，使涡轮输出功率大大提高，因而容许选取很高的燃烧室压力以获得高性能并减小推力室尺寸。采用分级燃烧的发动机比冲最高，但发动机最复杂、最重。

在泵压式推进剂输送系统中，涡轮排气具有一定的能量，合理地利用这些能量可以提高液体火箭发动机的比冲。如果涡轮排气进入到液体火箭发动机的燃烧室中，并在那里与其他的推进剂一起燃烧，则这种泵压式循环称为闭式循环。如果涡轮排气直接进入周围环境中或者通过发动机喷管扩张段的开口进入到主流中，则这种泵压式循环称为开式循环。可见燃气发生器循环属于开式循环，而膨胀循环和分级燃烧循环则属于闭式循环。相比之下采用开式循环的发动机比较简单，压力较低，研制成本也低，而闭式循环可以使发动机获得更高的比冲。

1.1.2 推力室

推力室是将推进剂的化学能转变为机械能的装置。通常，把将化学能转变为热能的部分称为燃烧室，把将热能转变为动能的部分称为喷管。除了燃烧室和喷

管之外，液体火箭发动机的推力室还有一个特有的部件——喷注器，它位于燃烧室的头部。推进剂组元从燃烧室头部的喷注器喷入，在燃烧室内进行雾化、蒸发、混合、燃烧，将推进剂的化学能转化为热能，产生高温、高压的燃气，再经喷管加速膨胀后以高速喷出，从而产生反作用力。

由于推力室是在高温、高压和高速气流冲刷的恶劣条件下工作，故其结构必须满足高的效率（燃烧效率和喷管效率）、稳定的工作条件（可靠的点火启动、稳定燃烧）、可靠冷却措施及良好的经济性（结构简单、质量轻、工艺性好及成本低）等要求。

1. 推力室的构成

1) 喷注器

喷注器通常位于燃烧室的前端，其功能是将推进剂以一定的流量引入燃烧室，将其雾化并以一定的比例相混合，形成均匀的燃料和氧化剂的混合物，以便于气化和燃烧。喷注器能够提供内冷却保护膜，保护推力室内壁不过热。此外，喷注器还要承受和传递推力。

常用的喷注器包括直流式喷注器、离心式喷注器和同轴管式喷注器，图 1.4 给出了喷注器的分类。

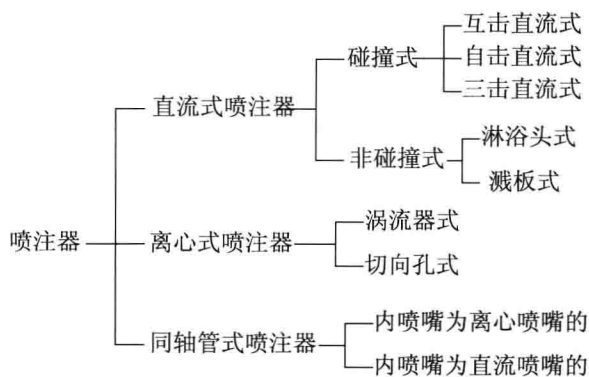


图 1.4 喷注器分类

如图 1.5 所示，对于互击式喷注器构型，推进剂从许多独立的小孔中喷出，喷射时使燃料和氧化剂射流彼此相撞。撞击后形成很薄的液扇，这有助于将液体雾化成液滴，并有助于均匀分布。对于自击式构型，氧化剂和氧化剂射流撞击，燃料和燃料射流撞击。对于三击式喷注器构型，它采用一种组元的一股射流和另一种组元的两股射流进行撞击，当氧化剂和燃料容积流量不相同时，采用三击式喷注器更有效。

淋浴头式喷注器通常使用垂直于喷注器表面喷出的不撞击的推进剂射流，它靠紊流和扩散来达到混合。V-2 导弹采用的火箭发动机中使用的就是这种喷注器。溅板式喷注器有助于推进剂的液相混合，它应用了推进剂射流与固体表面撞

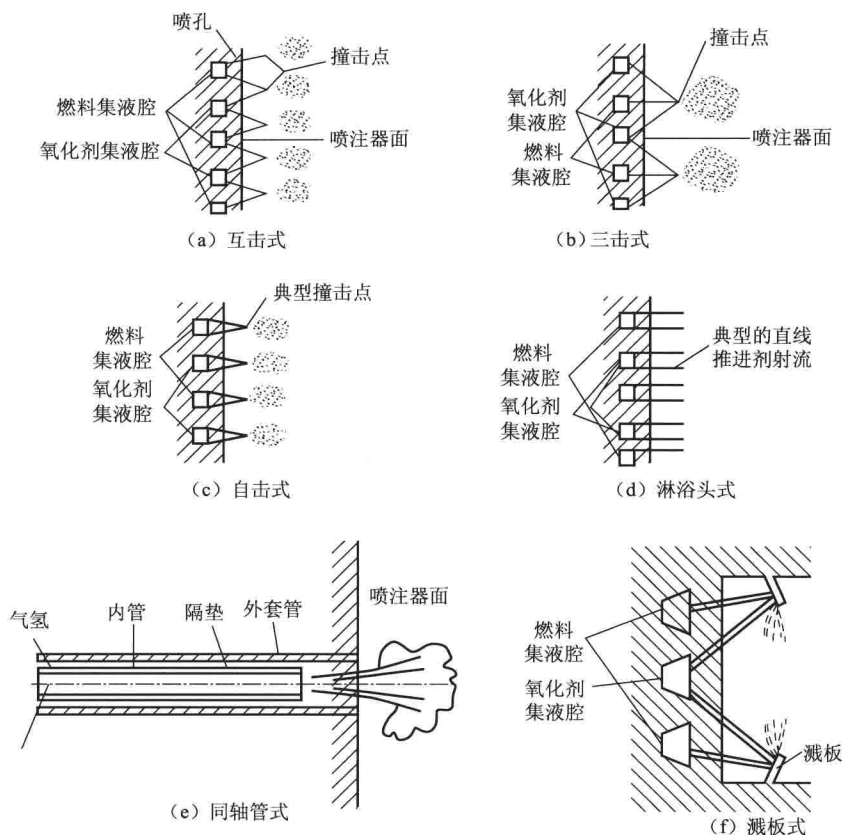


图 1.5 几种喷注器示意图

击的原理。某些可储存的推进剂组合已经在变推力发动机上成功地使用了这种喷射方法。离心式喷注器由许多作为基本单元的喷嘴组成，在喷嘴内装有涡流器或在喷嘴壁上钻有切向小孔，可以使推进剂在喷嘴中形成旋涡流动，这样，喷入燃烧室后可造成较大角度的锥形喷雾，能够改善雾化和混合效应。这种喷注器结构复杂，尺寸较大，但雾化效果好，也被广泛采用。同轴管式喷注器广泛用于以液氧/液氢为推进剂的发动机中。在液氢从冷却通道中吸热并汽化的情况下，这种喷注器的效果很好。气氢沿环形通道流入，而液氧沿圆柱形的内喷嘴进入。汽化了的氢的流速很高，而液氧的流速要小得多，速度差产生了剪切力作用，帮助液氧流束破碎成小液滴。

喷注器都由若干个喷嘴组成。喷嘴主要有两种基本类型：直流式喷嘴和离心式喷嘴。喷注器的性能取决于喷嘴的结构与性能。它对推进剂在燃烧室中的完全燃烧和稳定燃烧有较大影响。

2) 燃烧室

燃烧室是推进剂雾化、混合和燃烧的容腔。燃烧室承受高温燃气压力，在其