



北京市高等教育精品教材立项项目

杨立军 富庆飞 编著

液体火箭发动机 推力室设计



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



北京市高等教育精品教材立项项目

液体火箭发动机 推力室设计

杨立军 富庆飞 编著

北京航空航天大学出版社

内容简介

本书按照推进剂及工质流动所经历的推力室基本组件安排章节,包括绪论、推力室头部结构、喷注器喷嘴排列设计、喷嘴设计、燃烧不稳定性、燃烧室设计、喷管设计和推力室热防护及结构设计共八章。其中燃烧不稳定性及推力室热防护及结构设计单独成章,主要是为了指出在推力室研制过程中的重点及难点;并在各章中提供了例题和习题。

本书作为设计类教材,既注重设计实践,又紧密联系理论知识,同时吸收了当前国外该方面研究的最新成果。本书以阐明基本概念、结构原理和典型结构分析为主,对较为复杂的设计计算一般不做较大篇幅的叙述,只说明计算方法和原理。

本书是飞行器动力工程(航天)本科专业火箭发动机设计课程的教材,与火箭发动机原理课程配合使用;不仅可作为相关专业课程的教材,还可供有关工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

液体火箭发动机推力室设计 / 杨立军, 富庆飞编著

· 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013. 10

ISBN 978-7-5124-0751-0

I. ①液… II. ①杨… ②富… III. ①液体推进剂火箭发动机—推力室—设计 IV. ①V434

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2012)第 045326 号

版权所有,侵权必究。

液体火箭发动机推力室设计

杨立军 富庆飞 编著

责任编辑 宋淑娟

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱: bhpress@263.net 邮购电话:(010)82316936

北京兴华昌盛印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×960 1/16 印张:26.25 字数:588 千字

2013 年 10 月第 1 版 2013 年 10 月第 1 次印刷 印数:2 000 册

ISBN 978-7-5124-0751-0 定价:85.00 元

前 言

本书是在北京市高等教育精品教材立项项目和北京航空航天大学教改项目“液体火箭发动机推力室结构设计课程教材编写”的计划资助下完成的。本书结合飞行器动力工程(航天)本科专业火箭发动机设计课程体系改革的实践经验,同时考虑到新时期航天人才的培养需求,既吸收了当前国外液体火箭发动机的最新研究成果,又注重学生创新能力的培养。

本书内容建立在学生已经学习了液体火箭发动机原理课程的基础上。为了教学内容的衔接,首先介绍液体火箭发动机推力室设计所需要的基本理论知识,之后各章根据液体推进剂流入的方向,按照从头部、喷注器、喷嘴、燃烧室、喷管的顺序安排章节。为了使学生更加关注推力室研制过程中的难点,将燃烧不稳定性和推力室热防护及结构设计单独成章。本书以阐明基本概念、结构原理和典型结构分析为主,对较为复杂的设计计算一般不做较大篇幅的叙述,而只说明计算方法和原理,如对于较为复杂的公式,只给出概念、使用条件和结论。为了更好地培养学生的自学能力,一些内容让学生通过查阅文献和独立思考去完成,如在一些部件的研制案例中只指出了主要设计思想,需要学生查阅相关文献才能完成设计。为了帮助学生复习、掌握所学的理论知识,本书在每章中都安排了例题和习题。

在本书编写过程中使用了大量国内外的研究资料,本书采用在书后统一标注参考文献的做法,而没有在正文中一一标出,在此对参考文献中列出的作者、译者及出版社深表谢意。由于书中引用了很多国外资料的经验公式,为了保证内容的准确性,作者在个别名词术语、变量和单位方面坚持使用原术语、变量符号和单位表示。

参加本书编写的有杨立军教授(第1、2、3、4、6、7章)和富庆飞讲师(第5、8章),全书由杨立军统稿。本书在编写过程中得到了北京航空航天大学宇航学院宇航推进系蔡国飙教授、李家文副教授的全力支持和帮助,中国人民解放军装备学院的中科院院士庄逢辰教授,北京航天动力研究所周文禄研究员、程圣清研究

员,以及西安航天动力研究所张蒙正研究员都对本书提出了宝贵的意见和建议,在此深表谢意。

作为主审人,北京航空航天大学宇航学院宇航推进系张振鹏教授仔细审阅了书稿,提出了许多宝贵意见,在此深表谢意。感谢北京市教委批准本书为北京市高等教育精品教材立项项目,感谢北京航空航天大学的教学处、出版社对本书出版的大力支持。

由于作者水平有限,对于书中的不妥之处,敬请读者不吝指正。

编 者
2013年5月

目 录

第 1 章 绪 论	1
1.1 推力室的工作过程	3
1.1.1 推进剂组元的雾化	4
1.1.2 推进剂组元的混合	5
1.1.3 推进剂组元的传热	5
1.1.4 推进剂组元的燃烧	6
1.2 推力室内的气动热力过程计算	7
1.2.1 推力室气动基本方程	7
1.2.2 推力室通道内等熵流动基本关系式	9
1.3 推力室的主要参数	11
1.3.1 推 力	11
1.3.2 比 冲	12
1.3.3 特征速度	13
1.3.4 燃烧室冲量效率	14
1.3.5 推力系数	15
1.3.6 喷管冲量效率	16
1.3.7 推力室效率	16
1.3.8 组元混合比	17
1.4 推力室的流量特性	20
1.4.1 理论流量特性	21
1.4.2 实际流量特性	23
1.5 推力室的高度特性	24
1.5.1 理论高度特性	24
1.5.2 实际高度特性	27
1.6 液体推进剂	27
1.6.1 液体推进剂的分类	27
1.6.2 液体推进剂的选择	29

1.7 推力室的研制要求及设计内容	29
习 题	30
第 2 章 推力室头部结构	31
2.1 推力室头部结构概述	32
2.2 推力室头部集液腔	34
2.3 液体推进剂组元推力室头部结构	35
2.3.1 采用离心式喷嘴的头部结构	35
2.3.2 采用直流式喷嘴的头部结构	39
2.4 气/液推进剂组元推力室头部结构	45
2.5 典型推进剂组元推力室头部结构	52
2.5.1 氢/氧发动机推力室头部结构	52
2.5.2 液氧/煤油发动机推力室头部结构	56
2.6 推力室头部的其他结构	59
2.6.1 三组元推力室头部	59
2.6.2 涡流式推力室头部	60
2.6.3 圆柱式推力室头部	60
2.6.4 带隔板和声腔的推力室头部	61
2.6.5 可调节发动机推力室头部	62
2.7 推力室头部的强度计算	63
2.7.1 喷注器底板的强度计算	65
2.7.2 头部外底的强度计算	70
2.8 推力室头部的设计要求及研制过程	71
2.8.1 推力室头部的设计要求	71
2.8.2 推力室头部的研制过程	72
习 题	73
第 3 章 喷注器喷嘴排列设计	74
3.1 喷注面	75
3.1.1 喷注面的基本形式	75
3.1.2 喷注面的种类	76
3.2 喷注单元的基本类型	77

3.2.1	非撞击式喷注单元	80
3.2.2	互击式喷注单元	81
3.2.3	自击式喷注单元	83
3.2.4	其他形式的喷注单元	85
3.2.5	可节流式喷注单元	86
3.2.6	喷注单元的发展趋势	88
3.3	喷嘴数量及排列方式	90
3.3.1	喷嘴数量的确定	90
3.3.2	喷嘴的常见排列方式	91
3.4	喷嘴排列的设计要求	93
3.4.1	性能要求	93
3.4.2	燃烧稳定性要求	95
3.4.3	冷却要求	100
3.4.4	工艺要求	103
3.5	喷注器的性能计算	105
3.5.1	推进剂组元的掺混	106
3.5.2	头部附近推进剂组元分布的计算	108
3.5.3	燃烧室近壁区推进剂组元分布的计算	114
3.5.4	推进剂组元混合比的几何算法	117
3.5.5	喷注器冲量效率的计算方法	118
3.6	喷注器的典型研制案例	121
3.6.1	YF—1 火箭发动机喷注器研制	121
3.6.2	FY—20 火箭发动机喷注器研制	123
3.6.3	RD—0110 火箭发动机喷注器研制	125
3.7	喷注器喷嘴排列设计的主要程序和内容	129
	习 题	130
第 4 章	喷嘴设计	131
4.1	单组元液体直流喷嘴的理论和设计计算	131
4.1.1	液体直流喷嘴的流量特性	132
4.1.2	液体直流喷嘴内的流动状况	133
4.1.3	液体直流喷嘴流量系数的确定方法	134

4.1.4	液体直流喷嘴水力损失系数计算	135
4.1.5	液体直流喷嘴流量系数的其他影响因素	138
4.1.6	液体直流喷嘴的设计计算过程	141
4.2	单组元气体直流喷嘴的理论和设计计算	143
4.2.1	气体直流喷嘴的流量特性	143
4.2.2	气体直流喷嘴的设计计算过程	145
4.3	撞击式喷嘴的理论和设计计算	147
4.3.1	撞击式喷嘴的雾化特性	147
4.3.2	撞击式喷嘴的设计计算	151
4.4	气/液直流喷嘴的设计计算	155
4.5	单组元液体离心喷嘴的理论和设计计算	161
4.5.1	单组元液体离心喷嘴的理论简述	162
4.5.2	液体粘性对离心喷嘴工作的影响	167
4.5.3	离心喷嘴的设计计算程序	169
4.5.4	根据模型实验数据的离心喷嘴设计计算	171
4.5.5	离心喷嘴的其他影响因素	174
4.6	双组元外混合离心喷嘴的理论和设计计算	176
4.6.1	双组元外混合离心喷嘴的结构特点	177
4.6.2	双组元外混合离心喷嘴的设计计算	180
4.7	双组元内混合离心喷嘴的理论和设计计算	181
4.7.1	双组元内混合离心喷嘴的结构特点	181
4.7.2	双组元内混合离心喷嘴的设计计算	183
习 题	188
第 5 章	燃烧不稳定性	189
5.1	燃烧不稳定性概述	189
5.2	低频不稳定燃烧	191
5.3	中频不稳定燃烧	193
5.3.1	中频流量型振荡燃烧与低频、高频的主要区别	196
5.3.2	影响中频流量型振荡的主要因素	197
5.3.3	减小中频流量型振荡的措施	198
5.4	高频不稳定燃烧	200

5.4.1	高频不稳定燃烧的计算理论	200
5.4.2	高频不稳定燃烧振型和频率的声学理论分析	204
5.4.3	高频不稳定燃烧产生的机理	212
5.4.4	影响高频不稳定燃烧的因素	215
5.4.5	防止高频不稳定燃烧的措施	216
5.5	发动机不稳定燃烧研究案例	224
5.5.1	液氧/煤油发动机不稳定燃烧	224
5.5.2	液氢/液氧发动机不稳定燃烧	231
5.5.3	可贮存双组元推进剂火箭发动机不稳定燃烧	234
5.6	高频不稳定燃烧试验	235
5.6.1	高频不稳定燃烧试验使用的模拟燃烧室	236
5.6.2	发动机燃烧稳定性的鉴定方法	237
习 题	238
第 6 章	燃烧室设计	240
6.1	燃烧室内工作过程的综合特性参数及性能评估	240
6.1.1	燃烧室内工作过程的综合特性参数	240
6.1.2	燃烧室内工作过程的性能评估	244
6.2	燃烧室几何形状的选择	245
6.3	圆筒形燃烧室直径的确定	247
6.3.1	燃烧室收缩比	247
6.3.2	喷管喉部截面直径	249
6.4	圆筒形燃烧室长度的确定	250
6.5	圆筒形燃烧室体积的确定	251
6.6	圆筒形燃烧室长径比和收缩比的确定	253
6.7	燃烧室几何尺寸的另一设计方法	254
6.8	燃烧室强度计算	258
6.8.1	燃烧室强度计算工况	258
6.8.2	室壁整体强度计算	261
6.8.3	室壁局部强度计算	267
习 题	270

第 7 章 喷管设计	272
7.1 喷管的种类	272
7.1.1 锥形喷管	273
7.1.2 钟形喷管	273
7.1.3 可调节钟形喷管	276
7.1.4 具有气动边界的喷管	278
7.1.5 多喷管方案	282
7.2 喷管中的损失	284
7.2.1 喷管的进口损失	285
7.2.2 喷管的摩擦损失	286
7.2.3 喷管出口截面的速度扩散损失	287
7.2.4 喷管的其他损失	289
7.3 喷管收缩段型面设计	292
7.4 锥形喷管型面设计	293
7.5 钟形喷管型面构建的基本原理	295
7.5.1 理想喷管内的流动过程	295
7.5.2 理想喷管的截短和优化	298
7.6 钟形喷管型面的近似设计	302
7.6.1 钟形喷管的双圆弧型面	302
7.6.2 钟形喷管的抛物线型面	303
7.7 非设计工况的喷管内流动	307
7.8 具有气动自由边界的喷管	309
7.8.1 塞式喷管的工作过程	310
7.8.2 塞式喷管型面的近似设计	313
7.8.3 膨胀-偏转喷管的工作过程	319
7.8.4 膨胀-偏转喷管型面的近似设计	320
习 题	322
第 8 章 推力室热防护及结构设计	323
8.1 防止推力室壁面过热的方法	323
8.1.1 外冷却	324

8.1.2	内冷却	328
8.1.3	隔热防护	335
8.1.4	烧蚀冷却	336
8.2	推力室外冷却传热过程	337
8.2.1	燃烧产物对室壁的传热	339
8.2.2	通过室壁的传热	358
8.2.3	由室壁向冷却剂的传热	359
8.2.4	外冷却的设计要求	368
8.3	推力室外冷却结构设计	372
8.3.1	压坑式结构的冷却通道	372
8.3.2	波纹板式结构的冷却通道	373
8.3.3	铣槽式结构的冷却通道	375
8.3.4	管束式结构的冷却通道	377
8.3.5	冷却剂导入推力室冷却通道的流路设计	381
8.3.6	冷却剂入口集液器	381
8.4	推力室的内冷却结构设计	385
8.5	液氢/液氧推力室热防护的典型结构	389
	习 题	391
附录 A	双圆弧喷管相对长度 \bar{L} 的值	392
附录 B	不同推进剂组合的 S 值	398
	参考文献	405

第1章 绪论

火箭发动机是利用自身携带的质量源和能量源产生推力的航天动力装置。按照发动机使用的初始能源类型可分为化学火箭发动机、核火箭发动机、电火箭发动机和太阳能热发动机等。化学火箭发动机是目前掌握得最好和应用最广泛的火箭发动机类型,本书介绍的是采用液体化学推进剂的化学火箭发动机,即液体火箭发动机。图 1.1 为美国航天飞机主发动机 SSME,其外形为常见的单个推力室结构;图 1.2 为俄罗斯“能源号”运载火箭的第一级发动机 RD-170,外形为四个单个推力室组合结构(也称多管发动机)。

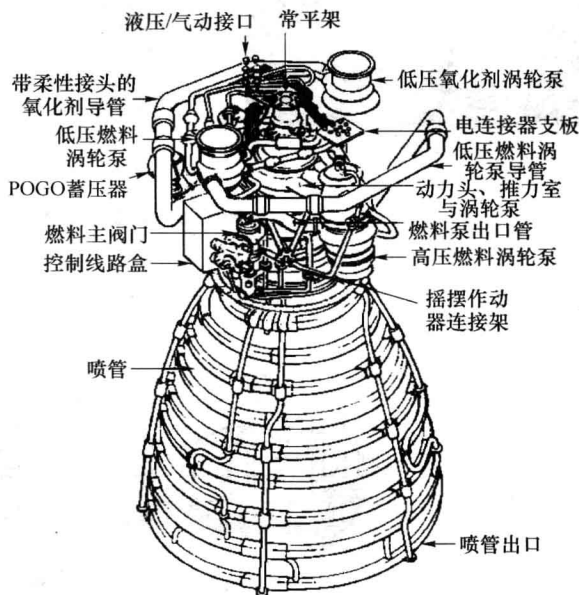
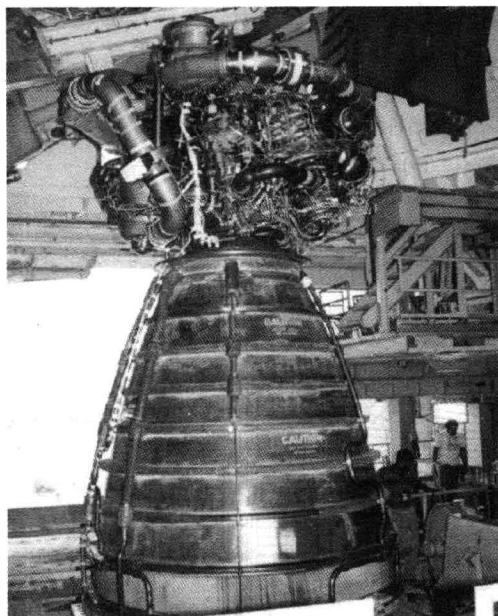


图 1.1 美国 SSME 液体火箭发动机

从以上两个实例中不难看出,推力室是液体火箭发动机的主体,一台发动机可以由一个推力室或多个推力室组成。液体火箭发动机在结构组成上除了有推力室外,还有贮箱、推进剂供应系统(燃气发生器或预燃室、涡轮泵、管路)、传递推力的结构以及启动和调节推进剂流动的控制装置等其他组件,在某些情况下还包括推力矢量控制系统及各种监测仪器。推力室是液体火箭发动机产生推力的组件,由燃烧室和喷管组成,通常它们在结构上形成一个整体,如

图 1.3 所示。燃烧室分为头部和圆筒段,喷管分为收敛段(亚声速喷管段)和扩张段(超声速喷管段)。液体推进剂在燃烧室内喷注、雾化、混合和燃烧,形成高温高压燃气,这些燃气在喷管内加速膨胀,最后由喷管出口高速喷出,产生推力。

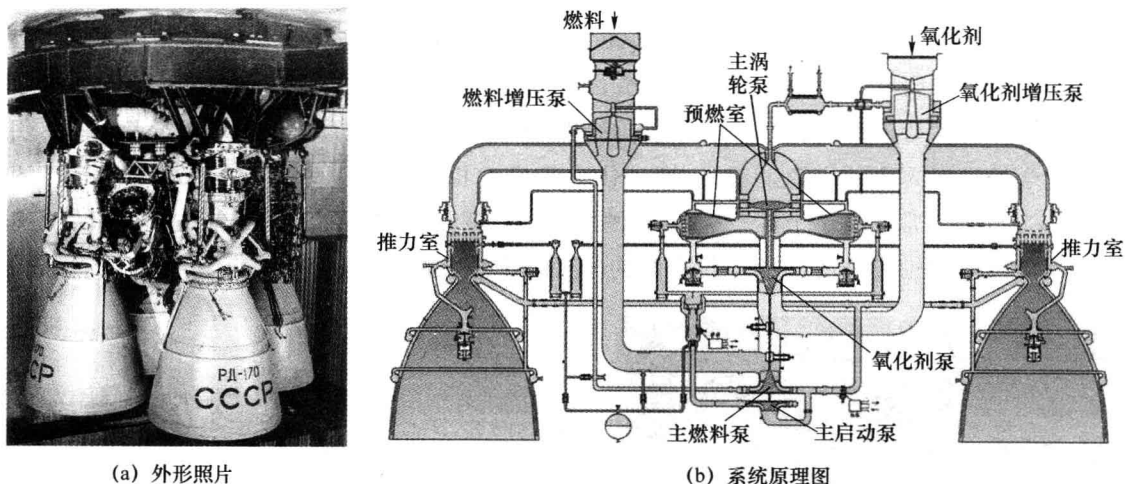


图 1.2 俄罗斯 RD—170 液体火箭发动机

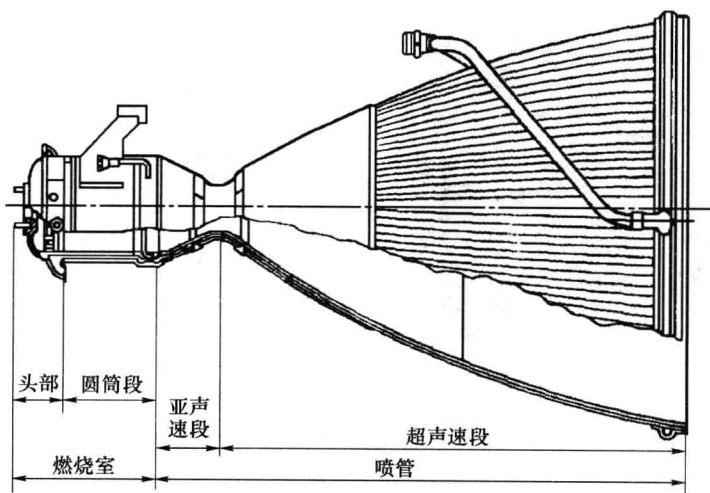


图 1.3 液体火箭发动机的推力室结构示意图

1.1 推力室的工作过程

推力室是将液态推进剂的化学能转换成燃烧产物的热能,又将热能转换成高速燃气动能的装置。推力室的工作过程由两个环节组成,第一个环节是推进剂的燃烧过程,或称为推进剂转变为燃烧产物的过程,在这个环节中推进剂的化学能转变成了热能;第二个环节是燃烧产物加速由推力室喷管喷出的过程,在这个环节中热能转变成了燃烧产物的动能。经过两个环节,推进剂完成了能量转化。

推进剂燃烧在燃烧室内完成,而燃气流动加速的过程主要在喷管内完成。气动参数如温度 T 、速度 v 和压强 p 沿燃烧室及喷管的定性变化曲线如图 1.4 所示, $k-k$ 为喷注器出口截面, $0-0$ 为喷雾场末端的某一截面, $c-c$ 为燃烧室末端的某一截面, $t-t$ 为喷管喉部截面, $e-e$ 为喷管出口截面。由图可以看出,推进剂组元通过头部喷嘴由 $k-k$ 截面供入燃烧室,在此截面,推进剂喷射的轴向平均速度为 \bar{v} ,由于推进剂组元在喷入时受到射流及液滴的阻碍作用,因此燃烧室内介质(气体、射流及液滴混合物)的初始速度略有降低,并在 $0-0$ 截面降到最小值。接着由于燃料燃烧使得燃气速度增加并在喷管中继续加速,完成热能与动能之间的转换,在喷管出口 $e-e$ 截面处达到最大速度 v_e 。

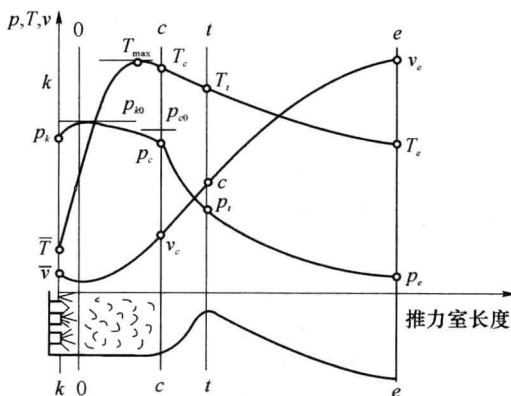


图 1.4 推力室内温度、速度和压强的变化图

推力室内工质的温度及压强的变化过程是： $k-k$ 截面工质的初始平均温度为 \bar{T} ，由于推进剂的燃烧过程进行得非常快，因此掺混头部附近燃烧产物的温度很快就达到最大值 T_{\max} ，即燃气的总温，且 $T_{\max} = T_{c0}$ ，而后缓慢下降，随着燃气膨胀和加速，温度迅速下降，完成热能转变为动能的过程。 $k-k$ 截面工质的初始压强为 p_k ，推进剂组元喷入使得 $0-0$ 截面的压强略有增加，接近燃烧室内头部的总压 p_{k0} ，而后，燃烧室内的压强由于燃烧产物膨胀和加速而逐渐下降，在喷管出口 $e-e$ 截面降到最小值 p_e 。在气流加速过程中，由于向气流内供热使得燃烧室

末端 $c-c$ 截面的总压小于燃烧室初始段 $k-k$ 截面的总压, 即 $p_{c0} < p_{k0}$ 。

事实上, 从由推力室头部向燃烧室内喷入推进剂组元开始, 到推进剂组元完全转化为最终燃烧产物为止, 经历了复杂的转化过程。推进剂转化为燃烧产物的过程是逐步进行的, 推力室头部喷注器将推进剂组元雾化成大量不同尺寸的液滴喷入燃烧室, 组元的液滴群在燃烧室内被加热并蒸发变成蒸气, 燃料和氧化剂蒸气进行混合, 在混合过程中发生气相燃烧反应, 放出热量。燃烧室内的工作过程如图 1.5 所示。在以气-液方案或者气-气方案工作的燃烧室内, 其中一个或两个组元不存在加热和汽化的过程。有时推进剂组元在喷入燃烧室之前, 可能在预混室中已部分或全部混合并发生反应。如果推进剂组元是自燃的, 则燃烧反应在液相组元混合时就可能已经开始, 或者可能主要进行的是异相反应。

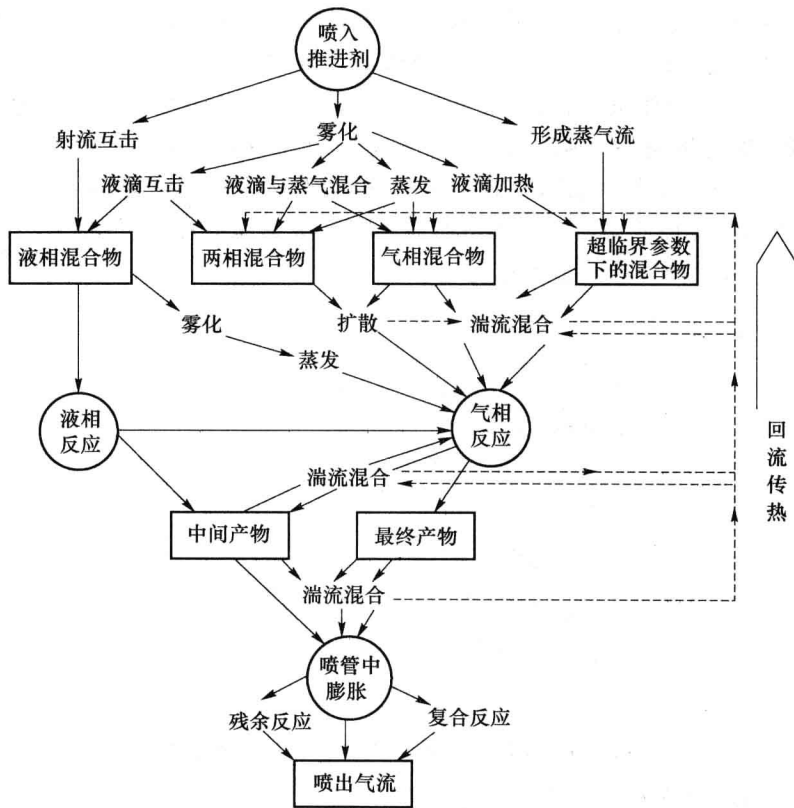


图 1.5 燃烧室内的工作过程

1.1.1 推进剂组元的雾化

从喷注器喷出的组元射流或液膜破碎成液滴的过程, 称为推进剂组元的雾化过程。雾化

可认为由两个顺序进行的阶段组成,即由喷嘴喷出的射流或液膜破裂为液丝和较大的液滴(第一次破碎),以及液滴破碎为更细的液滴(第二次破碎)。细而均匀的雾化是使推进剂组元有效混合和汽化的必要条件,实验研究表明,在靠近推力室头部的同一位置上,可能存在不同直径的液滴,甚至相同尺寸的液滴也具有不同的速度。因此,喷雾锥的形成过程是随机的,液滴直径及其速度都是随机量。为了描述喷雾特性以方便使用,常采用雾滴平均直径和雾滴尺寸分布函数的概念,如索太尔平均直径(SMD, d_{32})、质量中间直径(MMD, d_{50})、Rosin - Rammler 分布函数、Nukiyama - Tanasawa 分布函数等。

1.1.2 推进剂组元的混合

推进剂组元的最终混合是在气相情况下进行的,主要是湍流扩散的气相过程保证了气相混合的进行。在组元雾滴直径较小和较易汽化的情况下,为了达到高的燃烧完全程度,气相混合可能是决定性的过程。对于自燃推进剂,在液相混合的同时,就会伴随有化学反应发生。化学反应将对混合过程产生影响,例如反应可能使组元射流被隔开,从而使混合过程变慢;或者正相反,化学反应加强了气流的扰动,从而促进了混合的过程。

1.1.3 推进剂组元的传热

在液相与气相之间进行质量交换的过程中,同时进行着热量交换并伴随有气相的化学反应,有时也伴随有液相反应。为了蒸发液滴,需要大量的热量。在发动机启动的情况下,蒸发部分组元所需的热量由专门的点火装置提供(如果主推进剂或启动推进剂组元是自燃的,则不需要点火装置);但在稳态工况下,所需的热量则由已形成的燃烧区提供。在稳态工况下,液滴蒸发所需热量的主要部分靠对流传热提供,在对流传热中,“回流”起了很大作用。回流的产生是在喷射的组元与燃烧产物之间动量交换过程中所形成的引射作用造成的。推进剂组元带着沿途的静止气体一起运动,与此同时也产生了回流,如图 1.6 所示。回流的影响取决于喷嘴之间的间距(尺度)、喷雾特性(直流式喷嘴喷雾、离心式喷嘴喷雾等)、燃烧产物的成分和温度。减小喷嘴之间的间距,使得头部区的大部分截面积被喷雾锥充满,这样回流区会缩小,从而使从燃烧区来的对流传热条件变坏。过分增大喷嘴间距,除了会使混合过程变坏以外,还会使头部的受热更加严重,因为在此情况下,头部“无遮挡”地暴露在高温的炽热回流之中。

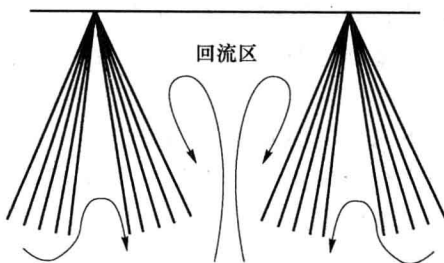


图 1.6 燃烧室头部附近的“回流”