

空天科学与工程系列教材·空天推进

推进系统动力学

Dynamics of Propulsion Systems

汪洪波 吴海燕 谭建国 编著

 科学出版社

空天科学与工程系列教材·空天推进

推进系统动力学

汪洪波 吴海燕 谭建国 编著



科学出版社

北京

内 容 简 介

本书主要涉及液体火箭发动机、固体火箭发动机和超燃冲压发动机等几类主要的航天推进系统。首先比较系统地介绍了管路、阀门、涡轮泵、燃烧室等几个重要组件的动力学知识；在此基础上对启动、关机、工况转换等典型的瞬态过程和燃烧不稳定问题进行了介绍。

本书有比较完整的理论体系且同时注重与工程实践的紧密结合，可供高等院校航空航天领域相关专业的研究生或高年级本科生使用，也可作为有关工业部门工程技术人员的参考用书。

图书在版编目(CIP)数据

推进系统动力学 / 汪洪波, 吴海燕, 谭建国编著. —北京: 科学出版社, 2018.3

空天科学与工程系列教材·空天推进

ISBN 978-7-03-056754-3

I. ①推… II. ①汪… ②吴… ③谭… III. ①推进系统-动力学-高等学校-教材 IV. ①V43

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2018) 第 047802 号

责任编辑: 潘斯斯 张丽花 / 责任校对: 郭瑞芝

责任印制: 吴兆东 / 封面设计: 迷底书装

科学出版社 出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码: 100717

<http://www.sciencep.com>

北京教图印刷有限公司 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2018年3月第 一 版 开本: 787×1092 1/16

2018年3月第一次印刷 印张: 16

字数: 364 000

定价: 79.00 元

(如有印装质量问题, 我社负责调换)

序

自古以来，人类就一直梦想能够像鸟儿一样自由飞行。无论是嫦娥奔月还是敦煌飞天，都代表了人们对于天空的这种向往。人类也从来没有停止过对飞行的追求和探索。莱特兄弟在1903年实现了人类大气层内的第一次有动力飞行，开启了航空时代新纪元。也就在这一年，齐奥尔科夫斯基建立了火箭和航天飞行理论。1911年他说出了这样一段名言：“地球是人类的摇篮，但是人类决不会永远停留在摇篮里。为了追求光明和探索空间，开始会小心翼翼地飞出大气层，然后再征服太阳周围的整个空间……”1926年戈达德成功进行了第一枚液体火箭发射试验。他有一句名言：“过去的梦想，今日的希望，明天的现实。”人类从此进入航天时代。第一架螺旋桨飞机，第一个民用航班，第一架超声速飞机，第一颗人造卫星，第一艘载人飞船，第一次踏上月球表面……短短一百年来，人类飞行史超越了一个又一个里程碑。时至今日，航空航天技术对人类社会的影响已经拓展到交通、通信、气象、军事乃至日常生活等各个方面，其作用无疑是巨大而且广泛的。

空天发展，动力先行。作为空天飞行器的“心脏”，航空航天发动机技术的突破一直是推动空天活动不断超越发展的重要驱动力。活塞式发动机直接催生了飞机，喷气式发动机推进飞机突破声障，火箭发动机技术的成熟使得人类的宇宙航行和空间探索成为现实，目前已经成为国际热点的超燃冲压发动机，可以实现两小时全球到达，有望把人类带入高超声速时代……社会不断进步，文明不断发展，人类的飞行梦想不断延伸，为空天推进技术的发展提供了源源不断的牵引力，也寄托了更热切的期盼。

我国的航空航天事业，伴随着共和国的成长，从无到有，从弱到强，见证了中华民族伟大复兴的历史进程。航空航天事业的发展过程，也正是空天推进技术不断取得突破的过程。一代又一代空天推进领域的专家和技术人员，殚精竭虑，栉风沐雨，付出了辛勤的劳动，做出了巨大的贡献，也收获了沉甸甸的希望。从WP系列涡喷发动机、WS系列涡扇发动机，到YF系列液体火箭发动机、FG系列固体火箭发动机等各类航空航天发动机，累累硕果无不凝结着空天推进人的执着追求和艰苦奋斗。

国防科技大学空天科学学院源自哈尔滨军事工程学院的导弹工程系，成立以来一直专注航空航天领域的人才培养和科学研究工作，六十余年来为我国航空航天领域管理部门、科研院所、工厂企业等单位培养了大批优秀的科技、管理等各类人才，发挥了重要作用，形成了被传为美谈的“人才森林”现象。空天科学学院的校友们也一直是我国空天推进事业的骨干力量。

2017年9月，教育部公布了“双一流”建设高校及建设学科名单，国防科技大学进入了“一流大学”名单，空天科学学院主建的航空宇航科学与技术学科进入“一流学科”名单。

习近平总书记在党的十九大报告明确提出“加快一流大学和一流学科建设，实现高等教育内涵式发展”，指明了高等学校的办学方向。建设世界一流学科，涉及多个方面的内容，最重要的是两个方面：高质量的人才培养和高水平的科学研究。人才培养可以说是高等学校的立身之本，是最重要的使命。高水平的教学活动是培养高质量人才的基础性工作，包括课堂教学、实践教学、创新活动指导等多个方面，因此应是建设一流学科重点关注的工作之一。

高质量的人才培养，不但对学科声誉具有长期的支撑作用，而且为科学研究提供宝贵的创新人才支持。同时，高水平的科学研究对于人才培养也有着非常重要的支撑作用。十九大报告指出，建设创新型国家，“要瞄准世界科技前沿，强化基础研究，实现前瞻性基础研究、引领性原创成果重大突破。”可见，新时代高等学校的科学研究要更注重提升品质，提高层次，不但要为我国原始创新、引领性成果做出更大贡献，而且要为建设世界一流学科奠定坚实基础。

国防科技大学有一个很好的办学传统，就是依照“中国航天之父”钱学森同志提出的“按学科设系”“理工结合，落实到工”的传统。这实际上就是以学科建设为主线，将人才培养与科学研究紧密结合，教研相长，相得益彰，形成良性循环。实践证明，这是一条成功之路。

空天科学学院按照这个思路开展学科建设，其中，编著出版高水平教材和专著是他们采用的行之有效的好方法之一。这样，既能及时总结升华科学研究的成果，又能形成高水平的知识载体，为高质量人才培养提供坚实支撑。早在 20 世纪 90 年代，学院老师们便出版了《液体火箭发动机控制与动态特性理论》《变推力液体火箭发动机及其控制技术》《液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用》《高超声速空气动力学》等十几部教材，至今仍被本领域高等学校和研究院所作为常用参考书。

现在，在总结凝炼长期人才培养心得和前沿科研成果基础上，他们又规划组织编著“空天推进”系列教材。这不但延续了学院的优良传统，也是建设世界一流学科的前瞻性举措，恰逢其时，承前启后，非常必要。这套新规划的“空天推进”系列教材，有几个鲜明的特点。一是层次衔接紧密，二是学科优势突出，三是内容系统丰富。整个系列按照热工基础理论、推进技术基础、发动机应用技术和学科前沿等几个层次规划，既突出火箭推进方向的传统优势，又拓展到冲压推进新优势方向，既注重理论基础，又强调分析设计应用，覆盖面宽，匹配合理，并统筹考虑了本科生和研究生的培养需要。总体来说，涵盖了空天推进领域较为系统的知识，体现了优势学科专业特色，反映了空天推进领域的发展趋势。这不但对于有志于在空天推进领域深造的青年学子大有帮助，而且对于从事空天推进领域研究与应用的科技人员，也大有裨益。这个系列教材的出版，对我国空天推进人才的培养和先进空天推进技术的发展，必将起到积极的促进作用。

习近平主席在我国首个“中国航天日”之际指出：“探索浩瀚宇宙，发展航天事业，建设航天强国，是我们不懈追求的航天梦”，强调要坚持创新驱动发展，勇攀科技高峰，谱写中国航天事业新篇章。前辈们的不懈努力已经推动我国航空航天事业取得了世人瞩目的巨大进步，空天事业的持续发展还需要后来人继续加油。空天推进是推动航空航天事业飞跃的核心技术所在，需要大批掌握坚实基础理论和富于创新精神的优秀人才持续拼搏、长期奋斗。我坚信，只要空天推进工作者矢志争先图强，坚持追求卓越，我们就一定能够不断实现新的跨越，不辜负新时代对空天推进人的殷切期待！

中国科学院院士

沈建辰

2017 年 10 月

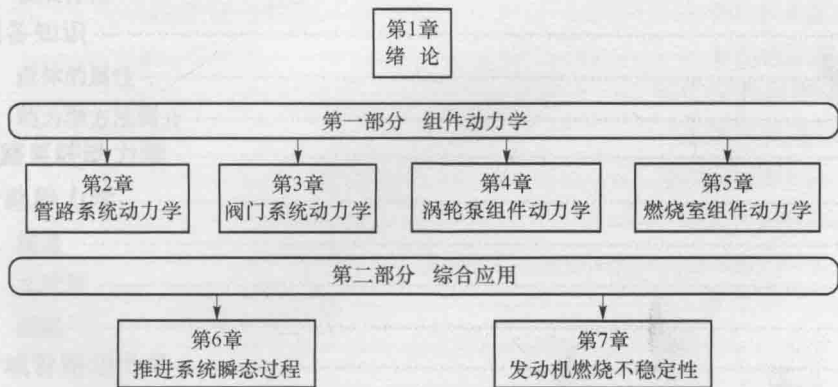
前言

推进系统动力学是一门基于推进系统设计,以飞行器推进系统中各组件为研究对象,探讨其动力学行为,建立其数学模型,并分析其动力学特性,以指导推进系统设计的科学。推进系统动力学按照推进系统本身的结构方式来研究系统的动力学特征,用一句话来描述其内容:对推进系统的数学描述,对数学描述的求解,以及对求解的应用。

通常,飞行器的推进系统是一个庞大而复杂的综合体,其动力学研究涉及多个学科,包括流体力学、热力学、燃烧学、结构力学、机械力学以及控制理论等,因此推进系统动力学是一门综合性很强的课程。

本书兼有理论性强、与工程实践紧密结合的特点。基于工程实践规律,书中很多参数,需要通过试验来辨识。同时,书中很多动力学模型是经验或者半经验的,如各种系统动力学模型,只有在推进系统的试验中不断检验、修正后,才能得到正确的模型。因此,在本书撰写过程中,兼顾两个方面:第一,介绍一些工程方法,力求给出一些概念性的解释,使读者在今后从事设计及试验研究之前,能够通过简单的分析,得到合理的预估结果;第二,介绍目前最新的方法和手段,使读者能够受到启发,发展更新、更准确的动力学方法和模型。

本书的主要内容分为推进系统组件动力学和综合应用两部分。第一部分组件动力学包括管路系统动力学、阀门系统动力学、涡轮泵组件动力学及燃烧室组件动力学,注重推进系统组件动力学的建模方法及典型动力学过程分析。第二部分包括推进系统瞬态过程及发动机燃烧不稳定性,注重推进系统中物理现象的建模、分析及提出相应的设计准则和防范措施。



本书作为国防科技大学“推进系统动力学”课程的主要教材,书中大部分内容都是对推进系统的数学描述,理论性较强,适合航空宇航推进理论与工程专业的研究生阅读,以及具有一定数学和力学基础的高年级本科生作为推进系统设计的参考书。本书吸收了近年来相关领域的最新研究成果,并结合作者的科研经验及成果,对各种推进系统动力学现象进行了研究与探讨,可用于航空航天领域的工程技术人员的设计参考书。

本书第1~4章由吴海燕、谭建国编写,第5~7章由汪洪波编写。编著过程中参考了国

由于作者水平有限, 书中难免存在疏漏, 恳请读者批评指正, 作者邮箱: whbwatch@
edu.cn。

于国防科技大学

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 推进系统动力学概述	1
1.1.1 推进系统动力学的重要性	1
1.1.2 液体火箭发动机系统	2
1.1.3 固体火箭发动机系统	5
1.1.4 冲压发动机系统	6
1.1.5 航天飞机推进系统	9
1.1.6 推进系统的典型动力学过程	12
1.2 推进系统的研究进展	14
1.2.1 液体火箭发动机的研究进展	14
1.2.2 固体火箭发动机的研究进展	16
1.2.3 冲压发动机的研究进展	17
1.3 推进系统动力学的研究进展	20
1.3.1 供应系统模型	21
1.3.2 燃烧室模型	21
1.3.3 模块化建模	22
1.3.4 发展方向	23
1.4 预备知识	24
1.4.1 流体的属性	24
1.4.2 动力学方法简介	31
第 2 章 管路系统动力学	32
2.1 管路静力学	32
2.1.1 概述	32
2.1.2 文氏管	35
2.1.3 流阻	38
2.2 时域管路动力学	48
2.2.1 概述	48
2.2.2 液体管路模型	49
2.2.3 水击	54
2.2.4 气体管路模型	62
2.2.5 动态流网	63
2.3 频域管路动力学	65
2.3.1 概述	65

2.3.2	管路动态基本方程	65
2.3.3	管路的阻抗分析方法	69
2.3.4	管路的谐振	72
2.4	管路的消振和滤波	78
2.4.1	概述	78
2.4.2	谐振型滤波器	81
2.4.3	干涉型滤波器	85
2.4.4	孔板	87
第3章	阀门系统动力学	89
3.1	阀门组件概述	89
3.1.1	阀门的分类	89
3.1.2	主要阀门的结构及原理	90
3.1.3	气动阀	94
3.1.4	电磁阀	96
3.2	阀门系统的动力学方程	96
3.2.1	组件的力平衡方程	97
3.2.2	工质的连续性方程	97
3.2.3	工质的运动方程	98
3.2.4	变质量热力学方程	99
3.2.5	阀门组件的受力分析	101
3.2.6	液体或气体作用在执行机构上的压强力	104
3.3	典型阀门的动力学建模	111
3.3.1	气动截止阀	111
3.3.2	液体减压阀	115
3.3.3	流量控制阀	117
第4章	涡轮泵组件动力学	123
4.1	涡轮泵组件概述	123
4.1.1	涡轮和泵的连接	123
4.1.2	涡轮泵的结构	124
4.1.3	液体火箭发动机涡轮泵装置的发展简史	125
4.2	泵的工作原理	125
4.2.1	概述	125
4.2.2	离心泵的工作原理	126
4.2.3	泵的损失和效率	130
4.2.4	泵的汽蚀	133
4.3	涡轮的工作原理	140
4.3.1	概述	140
4.3.2	气体的流动与膨胀做功	140
4.4	涡轮泵组件的性能参数	144
4.4.1	流量	144

4.4.2	扬程(或水头)、能量头(比能、比功、质量扬程或压头)	144
4.4.3	转速、角速度	145
4.4.4	功率和效率	145
4.4.5	转矩	145
4.5	泵的动力学	145
4.5.1	无空化效应的动态方程	146
4.5.2	考虑空化现象的动态过程描述	150
4.6	燃气涡轮的动力学	151
4.6.1	微分形式的涡轮动力学方程	151
4.6.2	非线性形式的涡轮方程	151
4.7	涡轮泵组件转子的动力学方程	153
4.8	气体启动器动力学模型	154
第 5 章	燃烧室组件动力学	156
5.1	液体火箭发动机燃烧室动力学	156
5.1.1	燃烧时滞理论	156
5.1.2	时滞理论的历史与评价	159
5.1.3	集中参数模型	161
5.2	固体火箭发动机燃烧室动力学	165
5.2.1	概述	166
5.2.2	动力学模型	166
5.2.3	燃速	168
5.2.4	模型的简化	170
5.2.5	SRM 动力学特性	172
5.3	超燃冲压发动机燃烧室模型	173
5.3.1	Scramjet 燃烧过程概述	174
5.3.2	Scramjet 燃烧室准一维分析模型	175
第 6 章	推进系统瞬态过程	180
6.1	液体火箭发动机的启动及关机过程	180
6.1.1	LRE 启动过程	180
6.1.2	LRE 关机过程	185
6.2	液体火箭发动机的转工况过程	192
6.2.1	转工况方案	192
6.2.2	转工况性能分析	195
6.2.3	转工况试验研究	197
6.3	超燃冲压发动机的启动过程	198
6.3.1	Scramjet 进气道的启动过程	199
6.3.2	Scramjet 燃烧流场建立过程	204
6.4	双模态超燃冲压发动机的工况转换过程	207
6.4.1	双模态冲压发动机的工作原理	207
6.4.2	双模态冲压发动机转工况试验结果	209

第 7 章 发动机燃烧不稳定性	216
7.1 液体火箭发动机燃烧不稳定性	216
7.1.1 燃烧不稳定性的分类	216
7.1.2 燃烧不稳定性的抑制措施	218
7.1.3 燃烧稳定性的评定	219
7.1.4 低频燃烧不稳定性分析方法	220
7.2 超燃冲压发动机燃烧不稳定性	228
7.2.1 超燃冲压发动机内的低频燃烧振荡	229
7.2.2 超燃冲压发动机内的高频燃烧振荡	234
参考文献	244

第1章 绪 论

推进系统动力学是以动力学的理论和方法来研究飞行器推进系统的科学,且主要是研究各类推进系统(发动机系统)的动态工作过程。

推进系统的动态工作过程包括启动、调节、关机和脉冲工作等。对推进系统的动力学分析不仅包括对上述过程中物理量的变化进行分析,还应包括检查和评价推进系统内部以及发动机与运载器之间的稳定性和控制能力。动力学分析有助于描述推进系统工作的特性,为评价发动机结构的可行性、优化其工作和控制指标、预示其性能、解决研制中出现的问题、检查备份工作方案等不同方面提供一种有效的手段。例如,对于泵压式推进系统,分析协同工作各部件的动力学特性、获得最优控制时序,是保证推进系统安全可靠地启动、调节和关机的关键。

推进系统动力学的主要研究对象是飞行器的推进系统,以及该系统的动力学过程。

1.1 推进系统动力学概述

飞行器推进系统根据飞行任务及飞行环境的不同,在航天应用领域通常包括火箭发动机推进系统、冲压发动机推进系统、电推进系统、激光推进系统,以及像反物质推进等的一些新概念发动机推进系统。本书的主要研究对象是火箭发动机及冲压发动机推进系统,主要包括液体火箭发动机、固体火箭发动机、亚燃冲压发动机、超燃冲压发动机,以及它们的组合推进系统。

1.1.1 推进系统动力学的重要性

航天工程是人类历史上最为复杂的系统工程之一,它的发展取决于整个科技和工业水平的发展。同时,它也影响着整个现代科学技术领域的发展,并对现代科学技术的各个领域提出了新的发展要求,从而可促进和推动整个科学技术的发展。但航天的发展也伴随着一系列必须铭记的惨痛教训。

2003年美国东部时间2月1日上午9时,美国造价为12亿美元的哥伦比亚号航天飞机在返回地面途中失事,7名航天员遇难。事后详尽的事故分析指出,整个航天飞机解体的直接原因是:外挂燃料箱的绝热泡沫片脱落,撞击到飞机左翼,造成隔热瓦损坏。而更研究表明:在航天飞机点火阶段,主发动机出现了“喘振”现象,强烈的机械振动使燃料箱绝热泡沫脱落。2003年8月22日下午1时30分,巴西阿尔坎塔拉发射中心发生剧烈爆炸,造成21人死亡,20人受伤。其原因是:火箭推进系统的一个主发动机发生时序控制错误,导致火箭被突然点燃。1990年2月22日,欧洲航天局阿里安运载火箭在发射两颗日本卫星时,从法属圭亚那库鲁发射场起飞1分40秒后发生爆炸。其原因是:工作人员不慎将一块

擦拭布遗留在一级发动机的管路系统中,使得管路流阻过大,水不能正常循环。

在这些飞行事故中所涉及的“喘振”、“时序”以及“流阻”,都是推进系统动力学中经常讨论的概念。分析推进系统故障原因、提出解决和预防的办法,都是推进系统动力学研究的重要内容。

事实上,推进系统的故障(如液体和气体管道的损坏,发动机系统工作过程的中断,燃烧室、燃气发生器和燃气管道的烧蚀等)80%以上与发动机的瞬态动力学行为有关,而在稳态阶段发生的故障相对较少。所以,在发动机的设计、试验中,预测发动机的瞬态动力学特性、对其动态行为进行分析和判断,都具有重要意义。而推进系统动力学便是完成这些工作的主要工具,因此推进系统动力学所要完成的任务主要是:

- (1) 评估系统方案,优化发动机结构设计和参数设计;
- (2) 选择发动机时序,确定调节方法;
- (3) 研究发动机的工作稳定性,提出控制方法;
- (4) 评估发动机与机体及试车台的共振等问题;
- (5) 分析、模拟发动机的故障和其他异常情况;
- (6) 分析发动机性能和可靠性。

1.1.2 液体火箭发动机系统

液体火箭发动机具有高性能、推力可调、可重复使用等优点。整个发动机系统通常包括:

- (1) 供应系统,分为挤压式和泵压式供应系统;
- (2) 推力室,包括推进剂喷注器、燃烧室、喷管;
- (3) 点火系统;
- (4) 推力架,也称为万向常平座。

1. 挤压式供应系统

图 1-1-1 是一个典型的挤压式液体火箭发动机推进系统。在该系统中,高压气瓶充满氢气,用于给储箱增压。高压氢气经过减压后,进入储箱挤压氧化剂和燃料,使之经过喷注器到达燃烧室。

挤压式供应系统结构简单,可靠性高。但对需长时间工作的液体火箭发动机而言,它需要存储大量氢气,导致高压氢气瓶结构笨重,使推进系统质量增大;它的另一个缺点是高压氢气源对储箱增压能力有限,导致燃烧室室压不可能太高,而燃烧室室压与燃烧室内气体做功能力密切相关,因此采用挤压式供应系统的发动机通常比冲较低。除高压气源外,提供挤压能源的还可能是火药蓄压器或液体蓄压器等。

美国阿波罗登月飞船的服务舱、登陆舱发动机,及姿态控制发动机均采用挤压式供应系统。为了在空间应用挤压系统,美国正在研制新型的氢气储箱,其设计压力可达到 100MPa。

2. 泵压式供应系统

现代液体火箭发动机,特别是主发动机,通常都采用泵压式供应系统,如图 1-1-2 所示。从储箱出来的推进剂,在经过泵(通常是涡轮泵)增压后,再输送到发动机推力室参与燃烧。

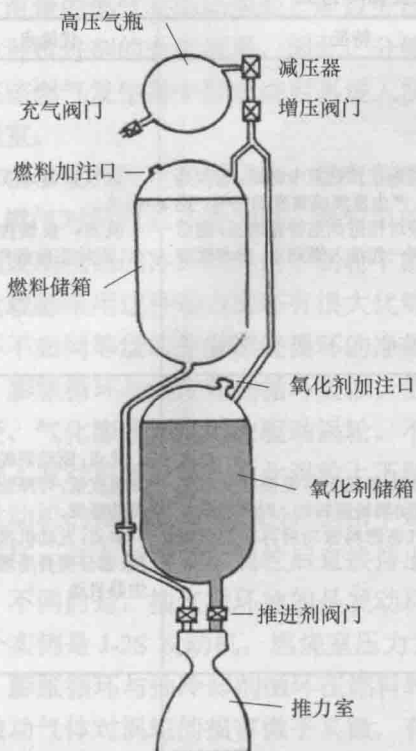


图 1-1-1 高压气瓶挤压式供应系统

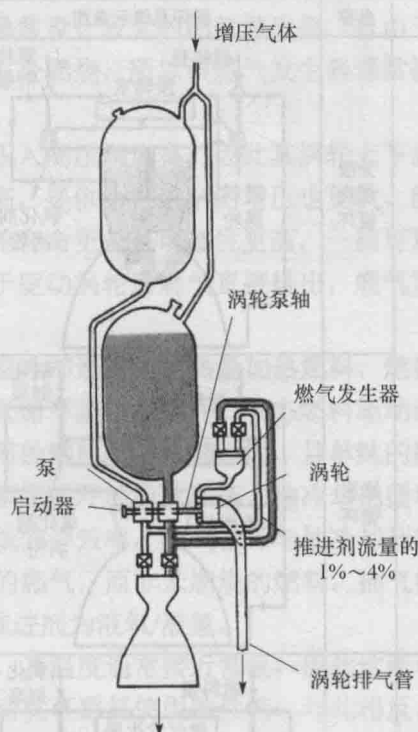


图 1-1-2 泵压式供应系统

泵压式供应系统的突出优点是：推进剂储箱不需要承受高压，所以可以设计得较薄，从而有效降低了储箱质量；同时也无须高压气源对储箱增压，而是用泵系统对流出储箱的推进剂增压，这样的设计可以有效提高发动机燃烧室的室压，进而提高发动机性能。其缺点是泵增压系统结构较复杂，可靠性偏低。本书主要以泵压式推进系统为建模及分析的对象。但是任一型号发动机的研制，通常都要经过从地面挤压式供应系统，到箭载泵压式供应系统的发展过程。

泵压式系统，根据涡轮工质流动过程的不同，可以分为开式循环和闭式循环两种：开式循环是指推进剂驱动涡轮后，废气经排气管直接排出发动机外，或者引入到喷管下游与主流燃气一起膨胀后排出；闭式循环是指推进剂驱动涡轮后，废气重新进入推力室进一步燃烧和膨胀。开式循环会使得发动机比冲下降 1%~5%，但由于无须将废气压入高压燃烧室，因此对涡轮泵的设计要求大大降低，涡轮泵工作效率及可靠性也更高。

泵压式液体火箭发动机主要有分级燃烧循环、膨胀循环、燃气发生器循环、抽冷却剂循环及抽气循环，其循环示意图及特征如表 1-1-1 所示。

分级燃烧循环与燃气发生器循环都是双组元液体火箭发动机常用的循环方式，都需要一个燃气发生器来产生燃气驱动涡轮。由于分级燃烧循环是闭式循环，推进剂在燃气发生器中通常发生不完全燃烧产生富氧或富燃的燃气，驱动涡轮后重新进入到燃烧室中补充燃烧。因此分级燃烧循环中涡轮上下游压差较燃气发生器循环小，要达到相同的涡轮泵增压，则需要

表 1-1-1 液体火箭发动机主要循环方式

名称	循环系统示意图	特征	优缺点
分级燃烧循环		一部分推进剂在预燃室中燃烧, 通常是不完全燃烧, 产生富氧或富燃的燃气, 燃气驱动涡轮泵对推进剂主管路增压, 随后燃气和推进剂一起注入燃烧室, 参与燃烧	优点: 基本无效率损失。 缺点: 反馈控制复杂, 涡轮工作条件恶劣
膨胀循环		液态燃料在冷却通道内吸热相变成气态, 引出后驱动涡轮泵转动, 对推进剂主管路增压。气态燃料做功后再回到燃烧室, 参与燃烧	优点: 驱动涡轮的气体温度低, 可降低对涡轮的要求。 缺点: 发动机推力有限, 部分需要用燃气发生器启动
燃气发生器循环		一小部分推进剂在燃气发生器中完全燃烧, 产生燃气驱动涡轮泵, 对推进剂主管路增压, 随后燃气直接排出或引入到推力室喷管下游排出	优点: 燃烧室室压高。 缺点: 涡轮工作条件恶劣, 系统净效率低
抽冷却剂循环		液态燃料在冷却通道内吸热相变成气态, 引出一小部分驱动涡轮泵, 对推进剂主管路增压。气态燃料做功后直接排出或引入到推力室喷管下游排出	优点: 驱动涡轮的气体温度较低, 涡轮设计要求低。 缺点: 系统净效率低
抽气循环		从燃烧室内抽取一小部分燃气驱动涡轮泵转动, 对推进剂主管路增压。燃气做功后直接排出或引入到推力室喷管下游排出	优点: 省掉了独立的燃气发生器, 燃烧室室压可以较高。 缺点: 涡轮工作条件恶劣, 且系统净效率低

更大流量的燃气来驱动涡轮，所以分级燃烧循环中用于驱动涡轮的推进剂流量相当大，甚至是一种推进剂的全部流量。因此，分级燃烧循环中通常设计较大的燃气发生器，且由于推进剂在该燃气发生器中预燃烧后再进入发动机推力室充分燃烧，所以该燃气发生器通常被称为预燃室。

由于燃气发生器循环中，燃气驱动涡轮后无须压入高压燃烧室，因此其涡轮上下游压差大，燃气对涡轮做功能力强，涡轮泵的工作效率更高，提供给推进剂的增压也更大，能有效增加发动机的比冲。同时由于涡轮下游压力低，涡轮寿命更长且可靠性更高，一些可重复使用运载器采用这种动力循环有很大优势。然而，由于驱动涡轮后燃气直接排出，燃气发生器循环不如同等级的分级燃烧循环的净效率高。

膨胀循环与抽冷却剂循环类似，都是利用推力室冷却通道内的热量加热燃料，燃料受热相变，气化膨胀后被引去驱动涡轮。不同的是，膨胀循环是闭式循环，气态燃料驱动涡轮后将进入发动机燃烧室。因此涡轮上下游压差小，所需的燃料膨胀气流量大，且单纯的膨胀循环发动机的推力最多 300kN。但因为是闭式循环，膨胀循环的净效率高。抽冷却剂循环是开式循环，气态燃料驱动涡轮后直接排出，降低了系统的净效率。抽气循环与抽冷却剂循环类似，不同的是，抽气循环抽的是发动机推力室排出的燃气，而非未燃烧的燃料。抽气循环的一个实例是 J-2S 发动机，燃烧室压力为 8.6MPa，推进剂为液氧/液氢。

膨胀循环与抽冷却剂循环在燃料转化为气态后，其温度通常接近常温，因此这两种循环中做功气体对涡轮的损害微乎其微，有助于提高发动机可重复使用的性能。与此相反，燃气发生器循环或分级燃烧循环的发动机涡轮都运行在高温环境中。

泵压式循环发动机很多都无法自启动，而需要使用火药启动器等来启动涡轮泵，直至达到稳定工作所需要的温度、压力及流量条件。在闭式循环系统中，通常设计有复杂的反馈控制系统，反馈控制系统的故障可能导致发动机失控。

尽管液体火箭发动机系统具有不同的结构形式，但它们都是由大致相同的零部件组成的。这些零部件是燃烧组件、涡轮泵组件、阀门组件以及气、液管路等。

1.1.3 固体火箭发动机系统

固体火箭发动机主要用作火箭弹、导弹和探空火箭的发动机，以及航天器发射和飞机起飞的助推发动机。与液体火箭相比较，固体火箭具有结构简单、维护简单、使用方便等优点，但固体火箭发动机在使用前常常不能对其进行全面的检查，飞行中加速度大导致推力不易控制，同时工作时间短，比冲相对较低，且重复启动困难。

图 1-1-3 是固体火箭发动机的结构图。固体火箭发动机通常由药柱、燃烧室、喷管组件和点火装置等组成。药柱是由推进剂与少量添加剂制成的中空圆柱体(中空部分为燃烧面，其横截面形状有圆形、星形等；也有端面燃烧的药柱，即实心圆柱形的药柱)。推进剂药柱直接储存于燃烧室(一般即发动机壳体)中，有时为了长期储存(5~10 年)，还将其密封于燃烧室中。固体推进剂配方中的各种组分混合物可以用压伸成型工艺预制药柱再装填到壳体内，也可以直接在壳体内进行贴壁浇铸。在推进剂燃烧时，燃烧室需承受 2500~3500K 的高温 and 几兆帕的高压，所以需用高强度合金钢、钛合金或复合材料制造，并在药柱与燃烧室内壁间装备隔热衬层。随着推力在 $2 \times 10^6 \sim 11 \times 10^6 \text{N}$ 变化，发动机可以有許多不同的类型和尺寸。

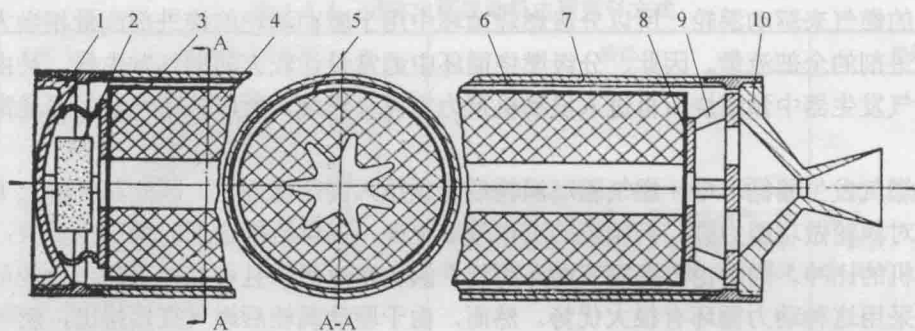


图 1-1-3 固体火箭发动机结构示意图

1—发动机顶盖；2—点火装置；3—头部弹性支持件；4—药柱；5—药柱包覆层；6—隔热层；
7—燃烧室壳体；8—药柱包覆层；9—挡药板；10—喷管

点火装置用于点燃药柱，通常由电发火管和火药盒(装黑火药或烟火剂)组成。通电后由电热丝点燃黑火药，再由黑火药点燃药柱。喷管除使燃气膨胀加速产生推力外，为了控制推力方向，常与推力矢量控制(TVC)系统组成喷管组件，来控制导弹的飞行姿态。该系统能改变燃气喷射角度，从而实现推力方向的改变。药柱燃烧完毕，发动机便停止工作。

1.1.4 冲压发动机系统

冲压发动机是运用气体冲压效应使发动机进气道(固定部件)吸入并压缩空气的发动机。其突出优点是比冲大，特别适合在高速下长期工作。当推进剂为液体时，就是液体冲压发动机。这是很有发展前景的发动机，也是当前研究的热点。由于无需涡轮等旋转部件，冲压发动机又被称为飞行烟囱，这种发动机得名于它对空气的压缩方式，其进气道不能在静止条件下启动，必须依赖其他推进装置加速到一定速度后才能运行。进气道相当于压气机的扩压器，其压缩性能取决于飞行器的速度，随着飞行速度的增加，压缩性能显著提高。进气道吸入的空气经压缩熵增后，进入到燃烧室与喷注的燃料混合并被点燃，在火焰稳定器的作用下在主流中稳定燃烧。燃料燃烧后成为高温燃气在喷管中膨胀，得到比来流大得多的速度，因而产生了向前的推力。

由于冲压发动机的推力极大地依赖于进气道的压缩性能，也即需要一个初始的速度启动循环过程。因此采用冲压发动机的飞行器，一般由助推器提供初始速度，助推器通常为内部的或者是外部的助推火箭。目前所有的以冲压发动机作动力的导弹都采用一体化火箭/冲压发动机(IRR)概念，即在燃烧室或混合室的末端装有固体推进剂，可将系统助推到冲压发动机的工作条件。一旦火箭的燃烧室压力下降，反馈及控制系统会将火箭的喷管和相应部件抛弃，同时冲压发动机开始工作。图 1-1-4 所示为常规亚燃冲压发动机的示意图。图 1-1-4(a)是尾部接有串联式助推器的传统罐式亚燃冲压发动机(CRJ)，亚燃或超燃冲压发动机需要一个初始的速度使进气道达到工作条件从而实现来流气体的增压，因此冲压发动机不能在低速时提供净推力，而需要采用一个串联式固体助推器。CRJ 在达到亚燃冲压发动机的启动条件后抛掉固体助推器段，进入亚燃冲压工作模式，该发动机亚燃冲压段与固体助推器内部空间不相连，且有自己的喷管。