



当代
杰出青年
科学文库

液体火箭发动机 动力学理论与应用

张育林 刘 昆 程谋森 著



科学出版社
www.sciencep.com



当代
力学丛书
科学出版社

液体火箭发动机 动力学理论与应用

崔文峰 周强 孙海山 著

科学出版社

当代杰出青年科学文库

液体火箭发动机动力学 理论与应用

张育林 刘 昆 程谋森 著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

本书对液体火箭发动机系统的动态过程数学模型、数值仿真方法和通用仿真软件平台及其在液体火箭推进系统起动、关机、故障状态模拟中的应用等方面做了系统的论述。内容包括推进剂供应管路动力学理论与方法；涡轮泵流体动力学和燃烧室动力学理论与方法；常温推进剂供应管道系统充填与吹除过程建模；低温推进剂预冷充填过程的复杂传热流动瞬变过程建模；液体火箭发动机系统的频域分析理论与方法；液体火箭发动机系统瞬变过程的模块化建模与仿真理论与方法以及通用仿真软件平台的研制；利用液体火箭发动机动态过程数学模型与仿真方法开展的几个课题研究的简要结果，包括液氧液氢发动机的起动过程计算，拦截器轨控发动机的起动、关机过程的仿真分析，飞船姿、轨控发动机系统动态过程的仿真计算，分级燃烧循环液体火箭发动机的变结构控制，以及 YF75 发动机动态故障仿真。

本书适合于航空宇航推进理论与工程专业研究生和高年级本科生，高等院校和工业部门从事液体火箭推进系统理论研究、教学、工程设计与分析、试验研究的专业技术人员阅读，对从事其他类似的热动力装置动态特性研究人员也有参考价值。

图书在版编目 (CIP) 数据

液体火箭发动机动力学理论与应用/张育林, 刘昆, 程谋森著. —北京: 科学出版社, 2005

(当代杰出青年科学文库)

ISBN 7-03-014748-0

I. 液… II. ①张…②刘…③程… III. 液体推进剂火箭发动机-空气动力学-研究 IV. V434

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2005) 第 041040 号

责任编辑: 胡 凯/ 责任校对: 鲁 素
责任印制: 钱玉芬/ 封面设计: 王 浩

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>

源海印刷有限责任公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2005 年 5 月第 一 版 开本: B5 (720×1000)

2005 年 5 月第一次印刷 印张: 15

印数: 1—2 000 字数: 287 000

定价: 45.00 元

(如有印装质量问题, 我社负责调换〈明辉〉)

前 言

液体火箭发动机动力学是正在持续深入发展的研究领域。一方面,现代液体火箭发动机已经成功应用多年,人们在设计、试验和使用过程中积累了丰富的发动机系统动力学知识;另一方面,空间技术的发展不断提出新的需求,人们继续改进现有的发动机和研制新型发动机,期望得到发动机系统动力学理论的指导。前者使我们有可能,后者使我们有必要对过去获得的知识进行系统总结和提炼。本书正是在现代液体火箭发动机应用和发展的基础上产生的。

现代液体火箭发动机是复杂的热流体动力系统,试验研究费用高,周期长,有时甚至是不安全的;而数值模型方法作为现代科研的重要手段已经在发动机研究中大量应用,它与试验研究相辅相成,成为认识发动机工作过程和辅助发动机设计、试验的有力工具。本书对液体火箭发动机系统的动态过程数学模型建立、数值仿真方法和通用仿真软件平台及其在液体火箭推进系统起动、关机、故障状态模拟中的应用等方面做了系统的论述。

本书的绝大部分内容是作者多年来对液体火箭推进系统动力学、控制与仿真这一领域研究成果的总结,是反映国内液体火箭发动机动力学理论与应用研究领域最新成果的一部学术专著。全书共分八章,第一章介绍了典型液体火箭发动机系统的构型以及液体火箭发动机系统动力学理论的研究任务;第二章系统地研究了推进剂供应管路系统动力学理论与方法;第三章和第四章分别讨论了涡轮泵流体动力学和燃烧室动力学模型与方法;第五章研究了常温推进剂供应管道系统充填与吹除过程以及低温推进剂预冷充填过程的复杂传热流动瞬变过程的模型问题;第六章讨论了发动机系统的频域模型;第七章研究了液体火箭发动机系统动态过程的模块化建模与仿真问题;第八章介绍了利用液体火箭发动机动态过程数学模型与仿真方法开展的几个课题研究的简要结果,包括液氧液氢发动机的起动过程计算,拦截器轨控发动机的起动、关机过程的仿真分析,飞船姿、轨控发动机系统动态过程的仿真计算,分级燃烧循环液体火箭发动机的变结构控制,以及 YF75 发动机动态故障仿真。

据作者所知,已经出版的液体火箭发动机动力学研究领域的同类书籍,主要

是前苏联火箭发动机专家 20 世纪 70~80 年代的著作,不少内容已经陈旧。而本书则吸纳了流体力学、燃烧与传热学、系统与控制科学以及数值计算技术等众多学科的理论、方法与新成果,是对国内液体火箭发动机动力学研究领域最新成果的系统反映,标志着利用数学模型仿真手段进行发动机设计和分析能力达到新的水平。作者期望本书的出版能够对该领域研究工作的发展和人才培养起到积极促进作用。

本书的研究工作得到了国家自然科学基金(项目批准号:59886003、50206026)、国家“863”计划航天领域以及航天科技集团有关研究所的经费支持,在此一并表示衷心的感谢。

限于作者学识,书中难免有欠妥之处,敬请读者批评指正。

作者

2004 年 6 月

目 录

前言

第一章 液体火箭发动机系统动力学导论	1
1.1 典型液体火箭发动机系统构型	1
1.2 液体火箭发动机系统动力学研究的任务	9
参考文献	9
第二章 推进剂供应管路系统动力学	11
2.1 流体传输线动力学的基础理论	14
2.2 推进剂供应管路的集中参数模型	19
2.3 推进剂供应管路的模态近似模型	25
2.4 流体管道的网络模型	34
2.5 一维管流瞬变过程的特征线方法	50
2.6 一维弱可压管流的有限元方法	56
2.7 一维可压缩管流的有限元状态变量模型	59
2.8 阀门的动态模型	69
参考文献	77
第三章 涡轮泵动力学	83
3.1 离心泵动力学模型	84
3.2 涡轮动力学模型	88
3.3 气体起动器的动态模型	93
参考文献	94
第四章 燃烧室动力学模型	96
4.1 推力室集中参数模型	96
4.2 燃烧室的分区模型	99
4.3 燃气导管的动态模型	105
4.4 再生冷却推力室的一维模型	106
参考文献	112
第五章 推进剂供应管路的充填与吹除过程	115
5.1 常温推进剂管道充填过程	115
5.2 低温推进剂管路预冷与充填过程计算模型	121

5.3 推进剂管道吹除过程	144
参考文献	145
第六章 液体火箭发动机系统频域模型	147
6.1 集中参数线性化模型	147
6.2 分布参数线性化模型	149
6.3 液体火箭发动机系统的频率特性分析方法	153
参考文献	155
第七章 液体火箭发动机动态过程的模块化建模与仿真	157
7.1 液体火箭发动机动态过程的模块化分解	158
7.2 模块的仿真数学模型	161
7.3 模块组合连接方法	172
7.4 模块组合模型的仿真计算方法	177
7.5 液体火箭发动机系统动态过程模块化建模与仿真软件	179
7.6 应用实例	183
参考文献	186
第八章 数学模型与仿真的应用	189
8.1 液氢液氧发动机起动过程	189
8.2 空间姿、轨控发动机动态响应性能分析	196
8.3 分级燃烧循环发动机的变结构控制	205
8.4 大型液体火箭发动机动态故障仿真	213
参考文献	233

第一章 液体火箭发动机系统动力学导论

液体火箭发动机系统动力学是从系统角度研究液体火箭发动机工作过程中各组件内部的动力学过程、各组件之间相互作用的动态联系以及整个发动机系统的动态特性的一门科学。

现代液体火箭发动机是由若干组件相互有机地联系在一起的复杂动态系统。液体火箭发动机系统动力学研究关注的主要对象是液体火箭发动机中包含流体运动的组件,包含能够影响流体运动的机械运动的组件,以及由这些组件构成的系统,它是实际完整发动机系统的一个简化子集。因此,本书所指的液体火箭发动机系统,其组件属于以下几种:推力室(喷注器+燃烧室+喷管)、涡轮、泵、燃气发生器或预燃室(喷注器+燃烧室)、贮箱、高压气瓶和各种(液压、气动、电磁)自动调节装置(阀、减压器、稳压器)及气、液管路。

不同种类和数目的组件有序连接形成的拓扑结构称为发动机的构型。发动机的不同构型决定了从起动到关机的整个工作过程的动态特性的显著差别。本章首先对各种典型液体火箭发动机系统构型进行简要介绍,然后概述液体火箭发动机系统动力学研究的任务。

1.1 典型液体火箭发动机系统构型

将液体推进剂从贮箱输送到燃烧室的分系统称为推进剂供应系统。为了使液体推进剂能够从贮箱流入燃烧室,必须对其增压。通常根据增压方式基本原理的差别,将液体火箭发动机的推进剂供应系统分为挤压式供应系统和涡轮泵压式(简称泵压式)供应系统两大类。

挤压式供应系统结构简单,推进剂贮箱干质量比较大,适宜于小推力、短时间工作及多次起动的发动机,主要用于航天器姿态和轨道控制系统;其他用途的液体火箭发动机绝大部分均采用泵压式供应系统。采用泵压式供应系统的发动机构型丰富,动态特性复杂,是液体火箭发动机系统动力学的重点研究对象。

在泵压式供应系统中,按照涡轮工质排放流程的不同,可分为开式(引出气流,泄出,分支或旁通流动)循环和闭式(整体式流动)循环两类。开式循环是指涡轮排气经排气管排至发动机外,或者引入推力室喷管下游与主燃气流一起膨胀后排出的一种循环。闭式循环是将涡轮排气全部导入推力室进一步燃烧和膨胀的一种循环。

按照涡轮工质来源的不同,可分为燃气发生器(预燃室)循环、膨胀器循环和抽气循环等。燃气发生器(预燃室)循环是指一部分推进剂燃烧生成的燃气作为涡轮工质的循环。膨胀器循环是指一部分推进剂(通常是氢)流经燃烧室和喷管的冷却夹套吸热膨胀后作为涡轮工质的一种循环。抽气循环则是从燃烧室喷注面附近引出部分低温燃气作为涡轮工质的一种循环。

此外,按照发动机在整个工作过程中循环方式是否改变可以分为单模态循环和双模态循环。按照产生涡轮工质的燃气发生器(预燃室)中推进剂混合比与推力室中的差别,进一步细分为富燃燃气发生器(预燃)循环和富氧燃气发生器(预燃)循环等。上述按照循环方式对涡轮泵压式供应系统发动机的分类是相对的,而且相互之间有一些交叉。表 1.1.1 给出涉及上述循环概念的涡轮泵压式供应系统发动机的一个分类。

表 1.1.1 涡轮泵压式供应系统发动机分类

■ 单模态循环

— 闭式(整体式流动)循环

★ 分级燃烧循环

- 富燃预燃式
- 氧泵剖分的富燃预燃式
- 富氧预燃式
- 燃料泵剖分的富氧预燃式
- 推进剂全部预燃(全流量)的富燃/富氧预燃式
- 富燃/富氧预燃并带有平衡增压泵式

★ 膨胀器循环(补注式)

- 简单膨胀器式
- 分流膨胀器式
- 带内部热交换器的膨胀器式

★ 膨胀器/分级燃烧混合循环

— 开式循环

★ 燃气发生器循环

- 富燃燃气发生器式
- 富氧燃气发生器式
- 富燃/富氧燃气发生器式

★ 抽气循环

★ 膨胀器循环

- 膨胀器简单泄出式
- 膨胀器分流泄出式

★ 膨胀器/燃气发生器混合循环

— 开式和闭式混合循环

★ 膨胀器泄出与补注混合式

★ 双推力室(燃气发生器燃气在单推力室中补燃)式

★ 燃气发生器与分级燃烧循环混合式

■ 双模态循环

— 单燃料循环

★ 双混合比式

★ 双位置喷管式

★ 流动分离可控的双钟型喷管式

★ 双发动机式

★ 双循环(分级燃烧 / 燃气发生器组合) 式

★ 双喉部, 双膨胀器式

— 双燃料(三组元) 循环

★ 双发动机式

★ 双循环(分级燃烧 / 燃气发生器组合循环) 式

★ 双喉部, 双膨胀器式

★ 双燃料燃烧室式

下文用原理图描述液体火箭发动机的构型。原理图是简化条件下发动机各组件相互联系的示意图, 它确定了发动机系统的全部组件, 表示了它的工作原理。

1.1.1 分级燃烧循环

采用分级燃烧循环的液体火箭发动机主要是液氧/液氢和液氧/煤油推进剂发动机。由于所有推进剂都从同一高室压膨胀, 使它能够达到较高的比冲, 在所有单模态液体火箭发动机中, 分级燃烧循环具有最高的性能。分级燃烧循环发动机的燃烧室压强可以设计得很高, 例如, 美国航天飞机主发动机 SSME 的燃烧室压强为 20.7MPa; 俄罗斯研制的与 SSME 同类型火箭发动机 RD-0120 燃烧室压强为 21.8MPa; 俄罗斯研制的液氧/煤油发动机 RD-170 燃烧室压强高达 24.5MPa。尽管提高燃烧室压强可以提高比冲, 但由于用于驱动涡轮的工质能量的限制, 分级燃烧循环的燃烧室压强也有上限。该压强取决于分级燃烧循环的子循环类型、涡轮允许的工作温度、涡轮泵的效率及在冷却系统和喷注器中流动损失压强的比例。可以通过功率平衡方法, 确定分级燃烧循环的最高燃烧室压强与上述因素之间的函数关系。

分级燃烧循环液体火箭发动机的增压环节燃气流路与燃烧室稳定性耦合, 具有最复杂的系统动态特性。图 1.1.1~1.1.4 表示了四种不同构型的分级燃烧循环。图 1.1.1 表示氧化剂泵剖分和预燃室生成富燃燃气的分级燃烧循环。其中, 氧化剂经低压泵增压后在泵出口处分流, 一部分直接进入推力室, 另外一部分进入高压泵, 增压后供应预燃室, 燃料全部流经预燃室。图 1.1.2 表示燃料泵剖分和预燃室生成富氧燃气的分级燃烧循环。其中, 燃料的流程与图 1.1.1 中氧化剂的流程相似, 氧化剂全部流经预燃室。

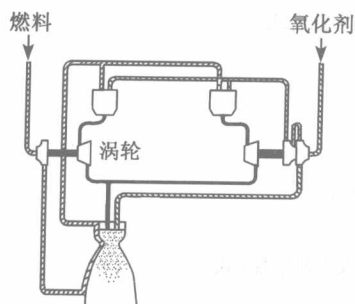


图 1.1.1 富燃预燃分级燃烧循环

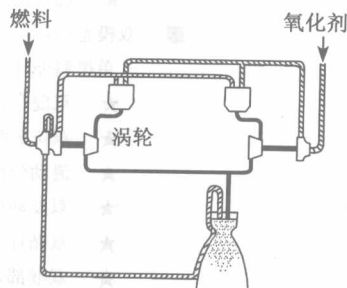


图 1.1.2 富氧预燃分级燃烧循环

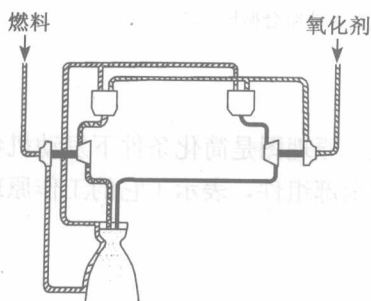


图 1.1.3 全流量分级燃烧循环

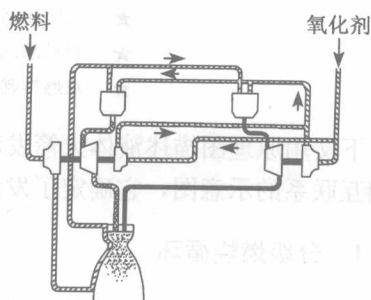
图 1.1.4 配置平衡泵的全流量
分级燃烧循环

图 1.1.3 表示具有富氧和富燃两个预燃室的全流量分级燃烧循环，氧化剂和燃料都全部流经预燃室，只是两个预燃室中混合比不同。图 1.1.4 表示具有富氧和富燃两个预燃室并带有辅助泵平衡两个预燃室入口压力的分级燃烧循环。与图 1.1.3 表示的循环方式相比，其中燃料涡轮除了驱动燃料泵外，还驱动一个氧化剂泵，对部分氧化剂增压，以实现压力和功率平衡。

1.1.2 燃气发生器循环

燃气发生器循环发动机的涡轮气体流路与推力室不耦合，起动过程的组织比较容易，燃烧室压强中等，上限约为 15MPa。例如，“土星”V 运载火箭的第一级发动机 F-1，是迄今为止单室推力最大的液体火箭发动机，其燃烧室压强为 7.78MPa，推进剂为液氧/煤油；“阿里安”V 运载火箭的二级发动机 HM60，燃烧室压强为 10MPa，推进剂为液氧/液氢。

与分级燃烧循环中按照预燃室内推进剂混合比的不同分成富燃、富氧等类型一样，燃气发生器循环也分成富燃、富氧和双燃气发生器三种类型。图 1.1.5 表示富燃的燃气发生器循环。燃料和氧化剂的各一部分进入燃气发生器进行富燃燃

烧，燃气分流驱动两个涡轮，排气分别通过独立的喷管排出。

1.1.3 抽气循环

图 1.1.6 表示抽气循环的原理。与图 1.1.5 所示燃气发生器循环相比，省掉了独立的燃气发生器，涡轮排气流程相同。抽气循环的一个实例是 J-2S 发动机，燃烧室压强为 8.6MPa，推进剂为液氧/液氢，它是“土星”V 运载火箭二级上使用的燃气发生器循环发动机 J-2 的改型。

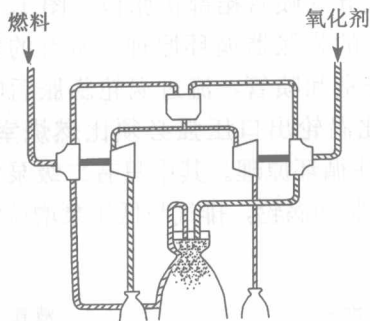


图 1.1.5 富燃燃气发生器循环

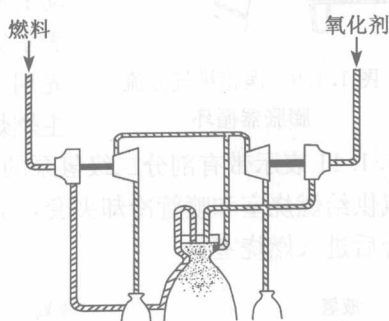


图 1.1.6 富燃抽气循环

1.1.4 膨胀器循环

膨胀器循环一般仅应用于液氧/液氢火箭发动机，利用氢作为冷却剂和涡轮工质。由于通过这种途径获得的能量有限，发动机燃烧室压强比分级燃烧循环或燃气发生器循环的都低，上限约为 10MPa。例如，补注式膨胀器循环发动机 RL10A-3，燃烧室压强仅为 3.3MPa。然而，由于没有燃气发生器或预燃室，膨胀器循环发动机

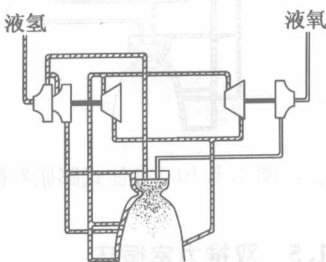


图 1.1.7 简单膨胀器泄出循环

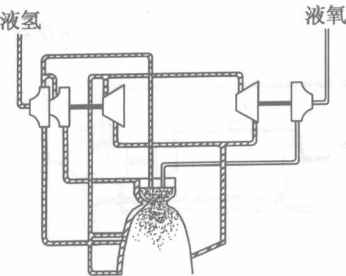


图 1.1.8 氢泵分段的膨胀器泄出循环

主要优点是结构简化、质量较小、点火和起动过程平稳。由于发动机质量轻，燃烧室压强相对较低带来的性能下降能够得到一定补偿。

图 1.1.7 是一个简单泄出的膨胀器循环发动机原理图。其中，氢泵分两级，仅高压泵增压的液氢全部进入燃烧室和喷管的冷却夹套，用于补偿其中的压力损失；从冷却夹套流出的热流体分流，并行驱动两个涡轮，排出之后汇入喷管裙部扩张段。图 1.1.8 表示另外一种形式的膨胀器泄出循

环。氢泵也分两级，二级泵增压的氢只供给燃烧室冷却夹套，而喷管冷却夹套的冷却剂是由低压泵供应的，这样可以减小喷管扩张段的应力，减小结构质量。

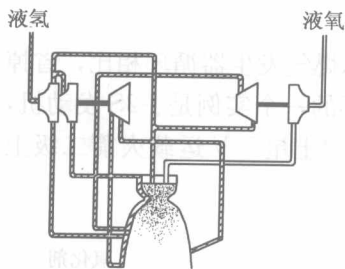


图 1.1.9 涡轮排气分流
膨胀器循环

图 1.1.9 表示泄出和补注方式混合的膨胀器循环。这种循环的氢泵也分两级，其中二级泵增压的氢流经燃烧室冷却夹套后驱动氧涡轮，排气与低压泵增压的一部分氢混合后进入燃烧室；而低压泵增压的氢一路分支流经喷管冷却夹套后驱动氢涡轮，排气导入喷管裙部扩张段。图 1.1.10 表示氢全部补注的膨胀器循环原理。所有的氢都先用于冷却燃烧室和喷管，流过涡轮膨胀后喷入主燃烧室，因此涡轮出口压强必须比燃烧室高。

图 1.1.11 表示带有剖分二级氢泵的膨胀器补注循环原理。其中只有二级泵增压的氢供给燃烧室和喷管冷却夹套，加热后的氢驱动涡轮，排气与低压泵增压的氢混合后进入燃烧室。

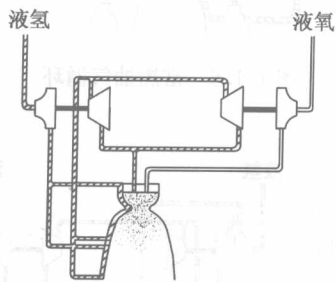


图 1.1.10 补注式膨胀器循环

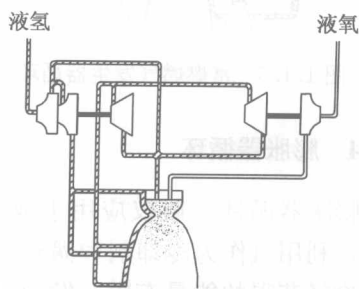


图 1.1.11 氢泵剖分补注式膨胀器循环

1.1.5 双推力室循环

燃气发生器循环发动机的性能较低，可以通过涡轮排气补燃来提高这股燃气的比冲。图 1.1.12 表示一种双推力室循环，这种循环也称为“带补燃的燃气发生器循环”。这种循环的燃料泵为二级泵，氧化剂泵为三级泵。采用这种构型的发动机干质量比燃气发生器和分级燃烧循环系统各自独立的干质量之和小。除了可以用双推力室实现外，也可以使用双钟型推力室实现燃气发生器和分级燃烧组合循环。双钟循环的两股分支可以理解分为分级燃烧循环和燃气发生器循环，

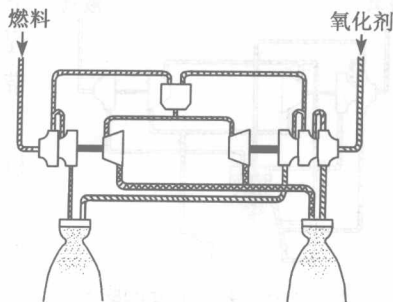


图 1.1.12 单室补燃双推力室循环

因而结合了分级燃烧循环性能高的优点与燃气发生器循环对涡轮泵系统增压能力仅具有中等要求的特点。另外一个优点是两个推力室共用一套涡轮泵系统，因而提高了发动机推重比。双推力室循环的重要特征是其预燃室工作压强比分级燃烧循环的低。由于对富燃燃气进行补燃，这种循环中的第二推力室的混合比与工作压强可以比正常燃气发生器循环发动机的更高。

1.1.6 双膨胀器循环

图 1.1.13 表示双膨胀器或双喉循环发动机原理。双膨胀器发动机有两个燃烧室，分为外主燃烧室和内次燃烧室；四组涡轮泵，分为二组氧化剂涡轮泵和二组燃料涡轮泵；两个分别富燃和富氧的预燃室。在主燃烧室中，燃料和氧化剂以设计混合比燃烧；而在次燃烧室中，高浓度组分为丙烷、甲烷或煤油，甚至是更高浓度的氢。在火箭起飞阶段，两个燃烧室同时并行工作（模式 1）；辅助推进剂耗尽后，模式 1 结束，次燃烧室关闭，主燃烧室继续工作，此时主燃烧室燃气独占整个喷管进行膨胀，因而可以获得额外的比冲增益。尽管这种循环原理提出的时间很早，但却从未实现过。

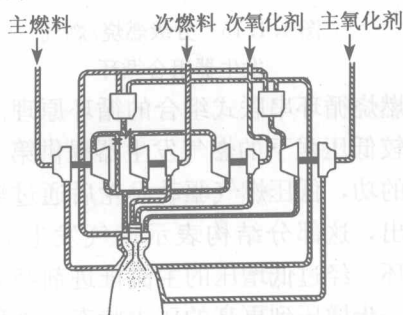


图 1.1.13 双膨胀器循环

这种双模式推进的主要影响参数是推力分级点、海平面上主燃烧室推力占总推力的比例、推进剂质量比以及主燃烧室消耗的推进剂占总推进剂质量的比例等。

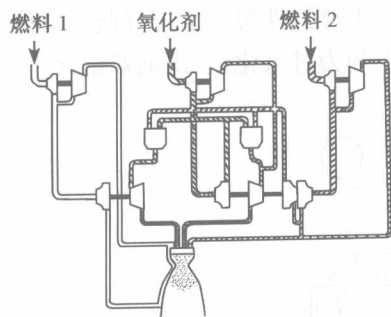


图 1.1.14 三组元循环

1.1.7 双燃料循环

图 1.1.14 表示双燃料或三组元循环的原理，推进剂为氧、氢和煤油组合。它有三个高压泵，分别对氢、氧和煤油进行增压。煤油供应系统使用两级泵，为两个富氧预燃室提供燃料。煤油泵和氧泵共用一个涡轮驱动，氢泵单独用一个涡轮驱动。附加的第三组辅助泵用于对推进剂预增压，它们分别由各自的涡轮驱动，其中燃料涡轮由高压燃料水力驱动，氧化剂涡轮由富氧的预燃室燃气驱动，废气导入泵后的氧中。

1.1.8 混合式双循环

图 1.1.15 表示分级燃烧循环和燃气发生器循环集群式组合的循环原理，由

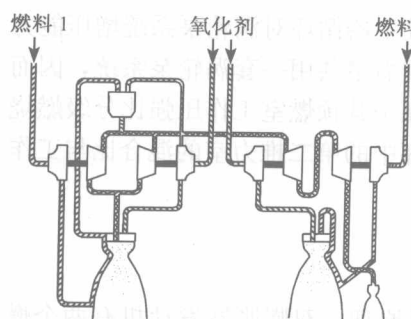


图 1.1.15 分级燃烧/燃气
发生器组合循环

燃烧循环串联式组合的循环原理。首先由工作在较低压强下的燃气发生器提供第一级低压泵需要的功，低压燃气驱动涡轮后通过辅助喷管膨胀排出，这部分结构表示燃气发生器导出的流动循环。经过低增压的主流推进剂经分级燃烧循环进一步增压到更高的压力状态。这种组合循环允许燃烧室压强比正常的分级燃烧循环更高。然而，这个优点被增加的子系统的干质量抵消了。

1.1.9 挤压式液体火箭发动机推进系统

图 1.1.17 是一个星载推进系统的原理图。它由若干通过液路耦联的液体火箭发动机及其共用的挤压式推进剂供给系统组成，主要组件包括增压气瓶、气体减压器、贮箱、推力器和控制阀门等。其中，推进剂为过氧化氢/煤油双组元。

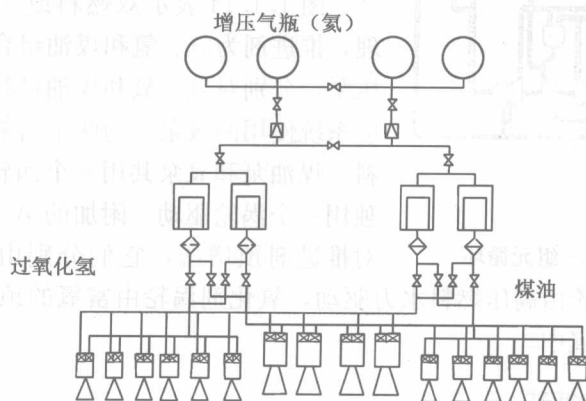


图 1.1.17 星载推进系统

两个燃烧室和共用的一套涡轮泵供应系统组成。其中一部分是氢氧分级燃烧循环发动机，另一部分具有一个碳氢燃料和氧燃烧室，而涡轮泵由分级燃烧循环发动机的预燃室产生的燃气驱动，废气的排放基本上与燃气发生器循环方式一样。在火箭起飞阶段，两台发动机同时并行工作（模式1）；碳氢燃料推进阶段结束后，进入模式2，只剩下氢氧分级燃烧循环发动机工作。

图 1.1.16 表示燃气发生器循环与分级

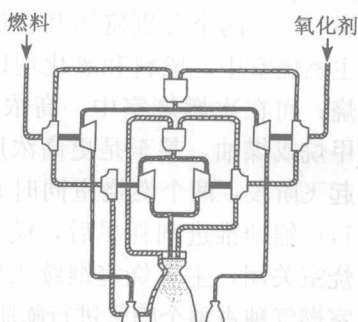


图 1.1.16 前置燃气发生器/
分级燃烧组合循环

1.2 液体火箭发动机系统动力学研究的任务

液体火箭发动机系统动力学是研究其工作状态（过程）变化即动态过程的科学，而状态变化包括在如下过程之中：

- (1) 起动，从指令发出到进入主级状态的过程；
- (2) 关机，从指令发出到推力完全消失的过程；
- (3) 推力调节，从一个稳定状态转到另一个稳定状态的过程；
- (4) 故障发生及其发展过程。

液体火箭发动机系统动力学研究的主要任务，就是确定上述过程中发动机主要状态参数——推力、燃烧室压强、推进剂流量、涡轮泵转速和其他一些状态变量的值及其之间的联系，以及这些量与控制作用和各种内外扰动之间的联系。这些结果将作为与发动机动态过程相关的系统设计与分析的依据：

- (1) 起动过程组织和控制，主要是各种控制阀门的开关时序；
- (2) 关机过程控制，也主要是各种控制阀门的开关时序；
- (3) 调节过程稳定性分析；
- (4) 故障检测、状态诊断与应急系统设计。

液体火箭发动机系统动力学研究的手段也包括理论研究和实验研究两种。液体火箭发动机系统动力学理论主要是建立描述发动机组件和系统动态过程的物理模型和数学模型及计算动态特性的方法。

现代液体火箭发动机作为复杂动态系统的显著特点是存在很多彼此交叉耦合的不同独立动态环节，实验研究费用高，时间长，有时甚至是不安全的。数值模型方法作为现代科研的重要手段已经在发动机设计中大量应用，它与实验研究相辅相成，成为认识发动机工作过程的有力工具。数值模型方法比实验研究不仅经济、安全，而且更易于控制各种条件，实现单一因素的影响研究。对液体推进剂火箭发动机，从方案设计的构型分析、初样设计阶段部件尺寸参数的选择与性能预估，到分系统联试、全系统试车方案的制订与动态过程预示，以及整个航天运载器的动态特性分析，都需要动力学理论与仿真计算技术。它对避免发动机设计上的缺陷，优化发动机性能，缩短新型号液体火箭发动机的研制周期，降低研制、实验费用等都具有十分重要的意义。

参考文献

- 1 Detlef Manski, Christoph Goertz, Hagen-D. Saßnick, et al. Overview of Cycles for Earth-To-Orbit Propulsion [C]. Proceedings of the Third International Symposium on Space Pro-