变推力液体火箭发动机及其控制技术

Variable Thrust Liquid Propellant Rocket Engine and Its Control Techniques

张育林 著

国防工业出版社

V434
1009

V434
1009-1

变推力液体火箭发动机及其控制技术

Variable Thrust Liquid Propellant Rocket Engine and Its Control Techniques

张育林 著

南京航空航天大学
藏书
图书馆

200132691

国防工业出版社
·北京·

200132691

图书在版编目(CIP)数据

变推力液体火箭发动机及其控制技术/张育林著
—北京:国防工业出版社,2001.1
ISBN 7-118-02298-5

Ⅰ.变… Ⅱ.张… Ⅲ.液体推进剂火箭发动机:可控推力火箭发动机-控制方法 Ⅳ.V434

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2000)第 20064 号

国防工业出版社出版发行
(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)
(邮政编码 100044)
北京奥隆印刷厂印刷
新华书店经售
*
开本 850×1168 1/32 印张 8¾ 223 千字
2001 年 1 月第 1 版 2001 年 1 月北京第 1 次印刷
印数:1—1500 册 定价:22.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

致 读 者

本书由国防科技图书出版基金资助出版。

国防科技图书出版工作是国防科技事业的一个重要方面。优秀的国防科技图书既是国防科技成果的一部分，又是国防科技水平的重要标志。为了促进国防科技和武器装备建设事业的发展，加强社会主义物质文明和精神文明建设，培养优秀科技人才，确保国防科技优秀图书的出版，原国防科工委于1988年初决定每年拨出专款，设立国防科技图书出版基金，成立评审委员会，扶持、审定出版国防科技优秀图书。

国防科技图书出版基金资助的对象是：

1. 在国防科学技术领域中，学术水平高，内容有创见，在学科上居领先地位的基础科学理论图书；在工程技术理论方面有突破的应用科学专著。

2. 学术思想新颖，内容具体、实用，对国防科技和武器装备发展具有较大推动作用的专著；密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的高新技术内容的专著。

3. 有重要发展前景和有重大开拓使用价值，密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的新工艺、新材料内容的专著。

4. 填补目前我国科技领域空白并具有军事应用前景的薄弱学科和边缘学科的科技图书。

国防科技图书出版基金评审委员会在总装备部的领导下开展工作，负责掌握出版基金的使用方向，评审受理的图书选题，决定资助的图书选题和资助金额，以及决定中断或取消资助等。经评审给予资助的图书，由总装备部国防工业出版社列选出版。

国防科技事业已经取得了举世瞩目的成就。国防科技图书承

担着记载和弘扬这些成就，积累和传播科技知识的使命。在改革开放的新形势下，原国防科工委率先设立出版基金，扶持出版科技图书，这是一项具有深远意义的创举。此举势必促使国防科技图书的出版随着国防科技事业的发展更加兴旺。

设立出版基金是一件新生事物，是对出版工作的一项改革。因而，评审工作需要不断地摸索、认真地总结和及时地改进，这样，才能使有限的基金发挥出巨大的效能。评审工作更需要国防科技和武器装备建设战线广大科技工作者、专家、教授，以及社会各界朋友的热情支持。

让我们携起手来，为祖国昌盛、科技腾飞、出版繁荣而共同奋斗！

国防科技图书出版基金

评审委员会

试读结束，需要全本PDF请购买 www.ertongbook.com

国防科技图书出版基金
第三届评审委员会组成人员

名誉主任委员	怀国模				
主任委员	黄　宁				
副主任委员	殷鹤龄	高景德	陈芳允	曾　铎	
秘书长	崔士义				
委员	于景元	王小谟	尤子平	冯允成	
（以姓氏笔划为序）	刘　仁	朱森元	朵英贤	宋家树	
	杨星豪	吴有生	何庆芝	何国伟	
	何新贵	张立同	张汝果	张均武	
	张涵信	陈火旺	范学虹	柯有安	
	侯正明	莫梧生	崔尔杰		

前　言

变推力液体火箭发动机可以为航天器提供可控动力，是飞行器轨道机动控制、空间交会对接、星球软着陆及无大气星球表面运载器机动等空间飞行和探测任务的理想推进系统。液体火箭发动机的变推力技术在现代液体火箭技术发展的初期就被提了出来，在 Appollo 登月计划的月球舱下降发动机及月球车推进系统上得到了成功应用，并在其后得到了理论与工程方面的深入研究。变推力液体火箭发动机技术是当今液体火箭推进技术的重要发展领域。

变推力液体火箭发动机由于其推力的大范围调节而引起工作条件的大范围变化，这使得其分析与设计方法与普通定推力液体火箭发动机有着显著的区别。变推力液体火箭发动机最突出的技术特点，一是对工作条件的大范围变化的可适应性，二是推力控制技术。前者具体体现在可调汽蚀文氏管及可调环形喷注器等系统设计技术上，后者则包括了变推力发动机的建模、控制规律及数字控制技术。系统设计技术保证变推力发动机在推力变化的全范围内的正常工作和能量转换效率，推力控制技术保证变推力发动机的快速响应和稳定性。正是推进技术与控制技术的有机结合奠定了变推力液体火箭发动机的技术基础。

本书以变推力液体火箭发动机的工程研究内容为依据，系统研究变推力液体火箭发动机的系统设计与控制技术。虽然液体火箭发动机的变推力途径存在诸多可能性，但由于受工程实际上的可行性限制，在工程研究中采用了固定推力室结构而进行推进剂流量调节的变推力方案。因此本书只涉及这种变推力方案的系统设计技术。本书既紧密结合工程实际，又注重研究理论基础。由于

目前国内还没有专门研究变推力液体火箭发动机的著作，因此本书可以为变推力液体火箭发动机的研究人员提供理论与技术基础，也可以为工程设计人员提供技术参考。

本书作为一个有机整体研究变推力液体火箭发动机及其控制技术。首先对有关变推力液体火箭发动机的系统设计技术进行了专门研究，然后对变推力发动机的控制理论与方法进行了系统论述。第一章论述了变推力发动机的特点、系统组成与性能参数。第二章至第四章研究了变推力发动机的流量及喷注过程调节元件、烧蚀冷却推力室。第五章和第六章分别研究变推力发动机的静态特性和动态特性。第七章到第十章系统研究了变推力发动机脉宽调制(PWM)控制系统的建模、辨识、超稳定性、控制规律及全数字控制器的设计与应用。

本书主要总结了作者及同事在变推力发动机技术领域的大量研究工作。国际宇航科学院院士陈启智教授对这些研究工作给予了可贵的指导和帮助。冯心博士和作者的合作研究奠定了本书的重要基础。本书实际上是集体智慧的结晶。作者在此对为本书的写作提供了帮助的所有人们表示衷心的感谢。由于作者的水平有限，书中难免会有错误和不足之处，敬请读者批评指正。

作　者

1999 年 10 月于长沙国防科学技术大学

目　录

第一章　变推力液体火箭发动机系统与性能

1.1　推力控制与变推力发动机 …… 1

1.2　系统组成 …… 4

1.3　性能参数 …… 9

第二章　可调环形喷注器

2.1　结构布局与参数选择…… 18

2.2　喷注器结构对燃烧效率的影响…… 23

2.3　密封与关机可靠性…… 27

2.4　环形喷注器流量特性分析 …… 28

2.5　流量定位喷注器及其工作特性…… 36

第三章　可调汽蚀文氏管

3.1　基本结构与计算模型…… 45

3.2　主要参数间的关系…… 53

3.3　流量特性曲线…… 57

3.4　线性可调汽蚀文氏管…… 63

3.5　实际工作特性…… 66

第四章　烧蚀推力室

4.1　烧蚀推力室结构…… 73

4.2　烧蚀推力室设计计算…… 77

4.3　烧蚀冷却计算模型…… 82

4.4　烧蚀喷管附面层损失计算…… 96

第五章　变推力发动机能量转换特性

5.1　理论模型 …… 107

5.2　实验装置及实验结果 …… 111

5.3 燃烧效率分析 …… 114
第六章 变推力发动机动态特性仿真
6.1 单调系统非线性仿真 …… 124
6.2 双调系统非线性仿真 …… 136
6.3 双调系统的线性仿真模型及分析 …… 153
第七章 变推力发动机控制模型
7.1 脉宽调制模型 …… 164
7.2 PWM 离散时宽输入模型 …… 171
7.3 PWM 反馈控制系统辨识 …… 180
第八章 变推力发动机控制系统定性分析
8.1 响应特性分析 …… 190
8.2 线性稳定性分析 …… 200
8.3 超稳定性分析 …… 213
第九章 变推力发动机控制规律
9.1 连续时宽输入 PWM 控制 …… 221
9.2 广义预测 PWM 控制 …… 228
第十章 变推力发动机全数字控制器
10.1 全数字控制器硬件设计…… 242
10.2 控制软件…… 249
10.3 控制器实时仿真系统…… 252
10.4 实时仿真系统的应用…… 260

Contents

1 Engine system and its performance

1.1 Thrust control and variable thrust liquid propellant rocket engine ····· 1

1.2 System construction ····· 4

1.3 Performance parameters ····· 9

2 The controllable circularity injector

2.1 Structure layout and the selection of the parameters ····· 18

2.2 Influence of the structure on the efficiency of combustion ····· 23

2.3 Seal and reliability of shut down ····· 27

2.4 Flowrate characteristics of the circularity injector ····· 28

2.5 Flowrate positioned injector and its function ····· 36

3 The controllable cavitation Venturi

3.1 Principle and structure ····· 45

3.2 Relationship among the main parameters ····· 53

3.3 Flowrate characteristics ····· 57

3.4 Linearized controllable cavitation Venturi ····· 63

3.5 Practical function ····· 66

4 The ablating cooled thrust chamber

4.1 Structure of the ablating cooled thrust chamber ····· 73

4.2 Design of the ablating cooled thrust chamber ··· 77

试读结束，需要全本PDF请购买 www.ertongbook.com

4.3 Calculation model the ablating process in the chamber ····· 82
4.4 Calculation of the losses of boundary layer in the ablating cooled chamber ····· 96

5 Energy exchange of the variable thrust engine

5.1 Theoretic model ····· 107
5.2 Experiment units and experimental results ····· 111
5.3 Analysis of the combustion efficiency ····· 114

6 Simulation of the dynamics of the variable thrust engine

6.1 Nonlinear simulation of the single regulation system ····· 124
6.2 Nonlinear simulation of the binary regulation system ····· 136
6.3 Linear simulation model of the binary regulation system and its analysis ····· 153

7 Control model of the variable thrust engine

7.1 Mathematical model of PWM systems ····· 164
7.2 Mathematical model of PWM systems with discrete time width input ····· 171
7.3 Identification of the PWM feedback control systems ····· 180

8 Qualitative analysis of variable thrust engine control systems

8.1 Analysis of the response characteristics ····· 190
8.2 Linear stability analysis ····· 200
8.3 Hyperstability analysis ····· 213

9 Control law of the variable thrust engine

9.1 PWM control with continue time width inputs ····· 221

9.2 Generalized predictive PWM control ····· 228

10 Full digital controller of the variable thrust engine

10.1 Hardware design of the full digital controller ····· 242

10.2 Control software ····· 249

10.3 Real time simulation system ····· 252

10.4 Application of the real time simulation system ····· 260

第一章　变推力液体火箭发动机系统与性能

液体火箭发动机是航天运输系统及空间飞行器推进与操纵控制的主要动力装置。变推力液体火箭发动机可以为航天器的推进与控制提供可控动力，是航天飞行器动力系统的理想选择。但是，由于火箭发动机是高密度的能量释放装置，对其推力进行控制需要解决许多技术上的难题。因此，变推力液体火箭发动机的研究与发展具有不同于普通定常推力液体火箭发动机的独特的技术问题。

1.1　推力控制与变推力发动机

研究现代火箭技术的先驱之一 R. H. Goddard 早在 20 世纪初就提出了火箭发动机推力控制的必要性问题[1]。具有推力控制能力的变推力火箭发动机在航天运输及空间飞行的许多情况下都具有技术上的优越性。航天运输系统的动力系统采用变推力火箭发动机，可以实现最佳推力控制，从而使运载能力达到最大；载人航天的主动段飞行使用变推力火箭发动机进行推进，可以严格控制航天员的过载，确保航天员的飞行安全；在诸如月球等无大气的天体表面上软着陆及机动飞行任务中，变推力火箭发动机是唯一可以使用的动力装置；对于空间飞行器的交会对接与轨道机动，变推力发动机可以提高操纵控制的灵活性，并且可以将航天器的轨道控制与姿态控制两种推进系统合而为一，从而降低系统的复杂性；如果导弹系统采用变推力火箭发动机进行推进，则可以改善导

弹飞行轨道的机动性，从而提高导弹武器的突防能力；在不具有含氧气大气的星球表面上，变推力火箭发动机是陆上车辆、海中舰艇和大气层内飞行器的主要动力装置。

变推力液体火箭发动机在美国 Appollo 计划中得到了迅速发展和成功应用。Appollo 飞船的登月舱是利用变推力液体火箭发动机进行软着陆及机动飞行的典型实例。由于月球没有大气，因而没有利用空气动力进行制动的可能性，也不可能利用空气动力提供升力进行机动飞行，全部着陆过程必须依赖火箭发动机提供的推力来进行。由于对着陆目标区缺乏详细的勘探，因此不可能用定常推力的普通火箭发动机进行制动下降，而必须利用变推力发动机对下降过程进行机动控制，并搜寻确定理想的着陆点。在月球表面探测任务过程中，利用变推力液体火箭发动机作为动力系统的月球车得到了实际应用。随着技术的发展，现代大型液体火箭发动机，有的也具有一定的推力控制能力。以航天飞机主发动机为例，其推力大小可以在额定推力的 65%～109%范围内进行控制。

以推进剂的化学能为能源的化学火箭发动机，其推力是依靠将推进剂中的化学能转换为燃气喷流的动能而获得的。变推力火箭发动机的关键是要求对发动机中火箭推进剂的燃烧速率进行控制，从而达到控制推力的目的。由于火箭发动机的燃烧室是高温、高压和高密度能量释放的装置，能量转换过程是在极端物理条件下进行的，对其进行控制存在着材料、结构和能量转换过程组织等方面的许多难题。液体火箭发动机的推力控制可以通过控制其液体推进剂的流量而加以实现。由于流体控制技术是得到广泛研究和深入发展的专门技术，因而液体火箭发动机的推力控制存在着良好的技术基础。正因为如此，变推力液体火箭发动机得到了较为广泛的研究与应用。

液体火箭发动机的推力控制通常可以有两种基本的实现形式，即控制推力的大小和推力的延续时间。前者为变推力发动机，后者为脉冲发动机。变推力发动机和脉冲发动机都可以为航天飞行器提供可控动力。但是由于脉冲发动机的推力是以一定周期间

歇式作用的，在需要大型火箭发动机的场合，脉冲式工作方式会使飞行器产生不能允许的过载，因此，脉冲发动机一般仅适用为航天器提供控制作用的小推力动力系统。大型火箭发动机的推力控制，一般采用控制推力大小的方式。对于推力大小的控制也称为推力调节。现代普通定推力大型液体火箭发动机虽然也具有一定的推力控制能力，但由于这类发动机一般是设计在一个或两个额定工况上进行工作的，其能量转换过程的组织只适应额定工作状态，当工况偏离额定工况过多时会引起发动机性能的急剧恶化，因此这类发动机不能适应于推力的大范围改变。脉冲发动机虽然也有快速的流量控制过程，但其能量转换过程的组织只是针对额定工况设计的。因此，具有一定推力控制能力的普通大型液体火箭发动机和脉冲发动机，其基本特性实际上仍然属于定推力液体火箭发动机的范畴。

推力可以在大范围内进行控制的变推力发动机，不仅需要对推进剂的流动过程进行快速的控制，而且其能量转换过程的组织必须适应工况的大范围改变。因此，变推力发动机的基本特征可以概括为其同时具备快速有效的推进剂流量控制能力和具有适应工况大范围变化的能量转换过程的组织手段。液体火箭发动机的能量转换过程的组织，是通过液体推进剂的喷注、雾化、混合、化学反应和高温高压燃气在喷管中进行收缩、膨胀而加速等过程来实现的。变推力发动机一般采用特殊的喷注器、燃烧室和喷管的构型与设计，从而可以确保在工况大范围改变时推力室中的能量转换过程仍处于高性能。变推力发动机在对推力进行大范围控制时，其系统特性和能量转换过程也出现了与普通液体火箭发动机所不同的大量特殊问题，这使得变推力发动机从系统设计到元件设计都具有其特殊性。如果将发动机推力控制时的最大推力与最小推力之比定义为推力变比，一般来说，当推力变比大于 2 时，普通定推力液体火箭发动机的喷注器设计就很难组织有效的喷雾燃烧。在本书的范围内，变推力发动机的研究对象是指推力变比大于 5 以上的具有挤压式供应系统的液体双组元火箭发动机。

由火箭推进的基本原理可以知道，液体火箭发动机推力控制的最可能途径是控制喷注器喷注通道横截面积、推进剂密度和喷管喉部燃气流通横截面积以及在推进剂供应系统中采取技术措施直接控制推进剂流量。从系统设计与结构设计的角度来看，推进剂密度控制由于系统的复杂性而很难实现，因此，喷注器喷注通道横截面积与喷管喉部燃气流通横截面积是最有实际意义的推力控制变量。联合调节喷注器喷注通道横截面积与喷管喉部燃气流通横截面积，在控制推进剂流量进行推力控制的同时可以保持定常燃烧室压力，这不仅可以保证变推力发动机的最佳喷雾燃烧性能，而且对变推力发动机的系统设计极为有利，是最理想的推力控制方案。但是，由于目前的材料水平和耐高温结构设计技术上的限制，处于高温燃气和高热流负荷的喷管喉部，其燃气流通横截面积的控制存在着极大的困难。因此，就现有技术水平而言，控制喷注器喷注通道横截面积以及在推进剂供应系统中直接控制推进剂流量是变推力发动机的基本的推力控制方案。

1.2 系统组成

挤压式供应系统双组元变推力液体火箭发动机系统由流量调节元件、控制执行元件、可调喷注器、推力室身部和推进剂贮箱及增压系统等五部分组成。如图 1.1 所示是一变推力发动机的总装结构图，该变推力发动机系统采用可调汽蚀文氏管作为流量调节元件，控制执行元件是由电磁阀和液压作动筒组成的电液控制机构，同轴式可调环形喷注器用于调节喷注条件，推力室身部采用烧蚀冷却材料，推进剂贮箱及增压系统在图中没有给出。

变推力发动机的系统结构可以有多种形式。推力控制是通过推进剂流量控制而实现的，为了实现在变推力条件下的最佳喷雾燃烧，在流量控制的同时需要对喷注条件进行控制。根据流量控制与喷注条件控制方案的不同组合，则可以构成变推力发动机的不同系统方案。

试读结束，需要全本PDF请购买 www.ertongbook.com