



国防科学技术大学

全国优秀博士学位论文丛书

液体火箭发动机燃烧稳定性 理论、数值模拟和实验研究

黄玉辉 著

国防科技大学出版社

V434
1012



2005114082

V434
1012-1

液体火箭发动机燃烧稳定性 理论、数值模拟和实验研究

黄玉辉 著



国防科技大学出版社
·长沙·

2005114082

图书在版编目(CIP)数据

液体火箭发动机燃烧稳定性理论、数值模拟和实验研究/黄玉辉著.—长沙:国防科技大学出版社,2005.4

(国防科学技术大学全国优秀博士学位论文;4/曾淳主编)

ISBN 7-81099-152-3

I.液… II.黄… III.液体推进剂火箭发动机—燃烧稳定性—研究 IV.V434

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 005478 号

国防科技大学出版社出版发行

电话:(0731)4572640 邮政编码:410073

E-mail:gkdcbs@public.cs.hn.cn

责任编辑:耿 筠 责任校对:肖 滨

新华书店总店北京发行所经销

国防科技大学印刷厂印装

*

开本:787×1092 1/16 印张:12.5 字数:253千

2005年4月第1版第1次印刷

ISBN 7-81099-152-3/N·1

全套定价:280.00元

280+113605

国防科学技术大学
全国优秀博士学位论文丛书

主 编 曾 淳

副主编 张春元 周珞晶

序 言

当今世界,科学技术日新月异,科技创新已经成为社会生产力解放和发展的重要标志。科学技术的迅猛发展,正在引发一场广泛而深刻的军事变革,知识军事的时代已经来临。在新的历史条件下,面对世界新军事变革的严峻挑战,面对推进中国特色军事变革和军事斗争准备的紧迫需求,军队研究生教育的地位和作用比以往任何时候都更加突出。

博士学位论文水平反映了高层次创新型人才培养的质量,同时学位论文也是博士生学科专业知识水平、特别是创新能力的集中体现。教育部每年评选 100 篇左右的全国优秀博士学位论文,作为国家 21 世纪教育振兴计划的重要内容,已成为提高研究生培养质量,鼓励创新,促进高层次创造性人才脱颖而出的重要措施。国防科技大学作为我军工程技术的最高学府,承担着为国家安全和军队信息化建设、研究开发国防高科技和先进武器装备、培养军队高级工程技术和指挥人才的重要历史使命,是我军实现新军事变革和军队信息化建设的人才培养和科学研究重要基地。提高人才培养的质量已成为我们现阶段迫切需要解决的问题之一。

自 1999 年教育部开展全国优秀博士学位论文评选以来,我校积极参加评选工作,并以全国优秀博士学位论文评选为契机,组织学校博士学位论文的评优工作,同时参加湖南省和军队优秀博士、硕士学位论文的评选,在我校研究生中大力倡导科学严谨的学风和勇攀高峰的精神,营造鼓励人才积极创新、支持人才实现创新的浓厚氛围,为学生的禀赋和潜能的充分开发创造一种宽松的环境。同时通过深化博士学位论文评阅制度改革;实施创新

工程,资助博士研究生创新研究;加强学校研究生指导教师队伍建设;建立激励机制,鼓励优秀人才脱颖而出等措施不断完善质量保证体系的建设。

博士学位论文是博士生学术水平、科研能力、创造性成果的集中体现,也是学校研究生教育水平、学术水平和创新能力的重要标志。全国优秀博士学位论文是我国优秀博士学位论文中的杰出代表,全国优秀博士学位论文作者是具有创造能力和竞争能力的高层次创造性人才,是支撑国家崛起的骨干创新力量。认真总结全国优秀博士学位论文的成功经验,对于进一步提高博士生教育的整体水平,培养数量更多、水平更高的高层次创造性人才,具有十分重要的启示作用。我校已有五篇博士学位论文获全国优秀博士学位论文,有五篇博士学位论文被评为全国优秀博士学位论文提名论文。现将这些优秀论文汇集出版,旨在为广大在学博士生及其导师树立高水平博士学位论文的范本和学习榜样,也期望进一步推动我校研究生教育改革的深入发展,以培养高层次创新性人才为目标,认真总结创新性人才的培养经验和方法,深入探讨博士生教育改革的思路 and 措施。

努力提高我军新型军事科技人才培养质量,为我校的快速发展和我军现代化服务,是我们今后一个阶段十分重要的任务。我们要在培养大批各类专业人才的同时,努力为优秀人才的脱颖而出创造条件。尤其要下功夫造就一批真正能站在世界科学技术前沿的学术带头人和尖子人才,以应对世界新军事变革的严峻挑战,为推进中国特色军事变革做出新的更大贡献。

国防科学技术大学研究生院

曾淳

2005年3月于长沙

历届国防科学技术大学 全国优秀博士学位论文及 全国优秀博士学位论文提名论文

2001 年三篇全国优秀博士学位论文：

信息与通信工程学科，王雪松博士的论文《宽带极化信息处理的研究》，导师庄钊文教授；

计算机科学与技术学科，王意浩博士的论文《面向对象数据库的并行查询处理与事务管理》，导师胡守仁教授；

控制科学与工程学科，王正明博士的论文《弹道跟踪自校准方法》，导师黄柯棣教授。

2004 年二篇全国优秀博士学位论文：

机械工程学科，胡葛庆博士的论文《转子碰摩非线性行为与故障辨识的研究》，导师温熙森教授；

航空宇航科学与技术学科，黄玉辉博士的论文《液体火箭发动机燃烧稳定性理论、数值模拟和实验研究》，导师王振国教授。

2003 年三篇全国优秀博士学位论文提名论文：

机械工程学科，刘耀宗博士的论文《碰摩转子混沌振动识别与控制技术研究》，导师温熙森教授；

计算机科学与技术学科，彭伟博士的论文《移动自组网络中的广播与路由技术研究》，导师卢锡城教授；

航空宇航科学与技术学科,黄玉辉博士的论文《液体火箭发动机燃烧稳定性理论、数值模拟和实验研究》,导师王振国教授。

2004年二篇全国优秀博士学位论文提名论文:

原子与分子物理学科,曾交龙博士的论文《使用细致谱项模型研究铝等离子体的辐射不透明度》,导师袁建民教授;

计算机科学与技术学科,李舟军博士的论文《传值 CCS 和 π -演算互模拟等价的验证理论和算法》,导师陈火旺教授。

分类号 V435
U D C

学号 9819006
密级

工学博士学位论文

**液体火箭发动机燃烧稳定性理论、
数值模拟和实验研究**

博士生姓名：黄玉辉
学科专业：航空宇航科学与技术
研究方向：燃烧过程
指导教师：王振国教授

国防科学技术大学研究生院
二〇〇一年四月

**Theory, Numerical Simulation and
Experimental Investigation of Combustion
Instability in Liquid Rocket Engine**

Candidate: Huang Yuhui
Supervisor: Prof. Wang Zhengguo

A Dissertation
Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of
Doctor of Engineering
in Aeronautical and Astronautical Science and Technology
Graduate School of National University of Defense Technology
Changsha, Hunan, P. R. China
April, 2001

序

燃烧不稳定是数十年来困扰液体火箭发动机技术发展的世界性难题。几乎每一台液体火箭发动机都出现过燃烧不稳定问题,燃烧不稳定是高性能火箭发动机的主要研制风险之一。虽然经过多年研究,其激励机理仍不十分清楚。

传统上认为:在火箭发动机燃烧室的高温高压条件下,化学反应速率将是很大的,化学反应的特征时间至少比蒸发时间小一个量级,燃烧室中的燃烧放热速率不可能由化学动力学速率控制。因而,长期以来国内外开展的研究工作着重研究蒸发过程,大多数实验现象的解释也被归结于喷雾和蒸发等物理过程,没有对化学过程进行深入研究。

本文认为:推进剂以常温和低温方式进入燃烧室必定经历一个温度较低的预混区,这里化学反应速度较慢,化学动力学过程有可能成为控制过程,化学反应体系中的温度敏感机制和自催化机制有可能就是燃烧不稳定的激励机理。

燃烧不稳定是一种容积分布参数非线性振荡耗散结构,因而本文的研究工作充分结合非线性动力学、非平衡热力学、时频分析和小波分析等新兴非线性科学,并且综合运用理论分析、数值仿真、实验验证三种科学方法。

本文首次得到一系列重要的理论、数值和实验研究结果,否定了以往对化学动力学的一些片面的看法,勾勒出由化学动力学控制的燃烧不稳定物理图像,系统解释了几乎所有的燃烧不稳定现象,证明了“燃烧不稳定是雾化、蒸发、混合、流动、传热和化学动力学综合作用的结果,化学动力学提供了正反馈机制”这样一个重要结论,提出了一个有望最终解决液体火箭发动机燃烧不稳定问题的新的研究方向。

本文提出的观点和得到的研究结果已经引起国际和国内液体火箭发动机燃烧不稳定领域的普遍关注。

摘 要

本文结合非平衡热力学、小波分析、非线性动力学等非线性学科,建立燃烧稳定性理论模型,发展两相喷雾燃烧非定常数值模拟程序,利用激光测粒系统,发动机高频热试系统等测试手段,重点围绕液体推进剂的化学动力学过程,对燃烧不稳定进行了较为系统的理论、仿真和实验研究。

(1) 建立非线性场振子模型,比较燃烧速度对压力的导数前三项系数的作用。

(2) 提出均匀反应器声振模型。发现燃烧区的传热是燃烧过程的 Hopf 分岔参数;化学动力学过程也具有频率选择、频率牵引和非线性激发的特点。

(3) 建立时空作用模型。提出不同声振模式之间的竞争与合作概念。发现若非线性互饱和系数较小,各振型共同分享振动能量;否则,只能有一个主振型振荡。

(4) 用非平衡热力学分析燃烧不稳定。结果表明由扩散控制的蒸发过程不可能包含振荡激励机理。得到燃烧稳定性一般热力学判据。

(5) 数值研究燃烧室的一维非线性声学。发现压力和速度主要体现声特征,熵和组分主要体现流特征,而密度和温度既体现声特征又体现流特征。

(6) 用 EBU 模型三维数值研究气相湍流火焰。EBU 模型不包含燃烧振荡机理。结果表明用包含着火和灭火过程的 EBU 模型可以产生燃烧振荡,但不会持续太久。

(7) 用简化多步化学反应动力学数值研究气相火焰。发现高活化能的预混火焰比扩散火焰容易产生振荡,但振荡难以持久。

(8) 用简化多步化学反应动力学数值研究液氧/煤油,气氧/煤油/气氢,和液氧/气氢喷雾火焰。自激燃烧振荡形成极限环。增加气氢占燃料的质量比,增加气氧的喷射速度都有助于提高燃烧稳定性。提出判定燃烧不稳定敏感区的方法。喷嘴附近温度适中的预混区为燃烧振荡提供了能量。

(9) 实验发现并研究 YF-75 发动机同轴离心式喷嘴的自激振荡。这是中心气涡与气体通道中的气流共振的结果。对喷雾的滴径分布和喷嘴下游的流强分布产生重要影响。

(10) 用充填,气动噪声,脉冲枪和扩音器实验研究燃烧室的各种声学响应。

(11) 实验研究液氧/气氢/煤油三组元两工况发动机在不同结构和工作条件下的燃烧稳定性。发现氢气的加入对烃/氧燃烧稳定性的提高不是绝对的。

(12) 提出判定燃烧不稳定激励机理的实验方法,并提出第三种燃烧不稳定控制方法。

本文的研究表明:化学动力学可以很好地对几乎所有的燃烧不稳定现象作出合理解释,化学动力学可能是很多燃烧振荡现象的激励机理。

关键词:液体火箭发动机;燃烧稳定性;三组元发动机;化学动力学;非线性;耗散结构;小波;CFD

ABSTRACT

Combustion instability in liquid rocket engine is investigated with theoretical analyses, numerical simulations and experiments. Nonlinear science, such as Nonlinear Dynamics, Non-equilibrium Thermodynamics, and Wavelets, is introduced in the studies.

(1) Nonlinear oscillation equation of chamber pressure is established. The first three coefficients of combustion vs pressure play different roles in combustion instability.

(2) Continuous Stirred Tank Reactor Acoustic Model is put forward. The heat transfer is the important Hopf bifurcation parameter. The self-catalyze mechanism may drive the combustion oscillate at an inherent frequency, and can provide frequency-draught and nonlinear inspiration behaviors.

(3) Temporal-spatial interaction model is established. The concept of competition and cooperation of the acoustic modes is introduced. Different acoustic modes can shares oscillation energy if the nonlinear interaction coefficient is little. Otherwise, only one mode gets instability.

(4) Non-equilibrium Thermodynamics is used to analyze the combustion instability. The vaporization models controlled by diffusion process can not include driving mechanism. General thermodynamics stability criterion of combustion is got.

(5) The nonlinear acoustic process is numerically simulated. It is found that the pressure and velocity disturbances run at sound speed, the entropy and components at flow speed, the temperature and density partly at sound speed, partly at flow speed.

(6) Gas combustion instability is numerically simulated with EBU model. The standard EBU model can not drive combustion to oscillate. The amendatory EBU model including ignition and extinguish mechanism can drive the combustion to oscillate. However, the oscillation can not last for a long time.

(7) Combustion instability of gas and spray flame in a lab-scale O_2 /Kersene/ H_2 tripropellant rocket engine is numerically studied. The diffusion and premixed gas flame are always stable in

our simulations, though the premixed gas flame will oscillate for a period of time when the activation energy is artificially enlarged.

(8) The spray flames can self-oscillate from startup sequence with large amplitudes, and eventually reach limited cycles. The LO_2 /Kerosene bipropellant spray flame is the most unstable case, and its stability is improved when gas hydrogen is injected and the velocity of gas oxygen is increased. Correlation of the numerical results on the basis of flow visualization and theoretical analyses indicate chemical kinetic play an important role in the combustion instability.

(9) During the experiments on the coaxial swirl injector of YF-75 engine, the injector can self-oscillate. This behavior is the result of the coupling between the gas vortex and the gas channel. It can affect the droplet distribution.

(10) Different inspiring methods are used to experimentally study the acoustic characteristics of the small chamber.

(11) Combustion instability of tripropellant rocket engine under different condition is experimentally studied. It is not absolute to improve the hydrogen/oxygen combustion stability by adding hydrogen.

(12) The experiment method to determinant the driving mechanism is put forward. The third control method of combustion instability besides the passive control and the active control is also brought forward.

The research of the author shows that the chemistry dynamics can explain well almost all the combustion instability phenomenon, and the chemistry dynamics may be the driving mechanism of combustion instability in liquid rocket engine.

Keyword: Liquid Rocket Engine, Combustion Instability, Tripropellant, Chemical Dynamic, Nonlinear, Dissipate Structure, Wavelet, CFD

目 录

摘 要	(i)
-----	-------

第一章 绪 论

1.1 液体火箭发动机燃烧不稳定的研究历史和现状	(1)
1.1.1 燃烧不稳定研究简史	(2)
1.1.2 最新进展	(6)
1.1.3 评论	(7)
1.2 与液体火箭发动机燃烧不稳定研究相关的技术领域	(7)
1.3 本文的主要思想及主要研究内容	(10)
1.3.1 本文主要思想	(11)
1.3.2 本文主要内容	(14)
1.4 小结	(16)

第二章 液体火箭发动机燃烧稳定性理论研究

2.1 非线性场振子模型	(17)
2.1.1 控制方程	(17)
2.1.2 放热速率是可微解析函数	(20)
2.1.3 放热速率是不可微解析函数	(22)
2.1.4 结论	(23)

2.2 基于多步化学反应动力学的均匀反应器声振模型(CSTRA)	(24)
2.2.1 控制方程	(24)
2.2.2 单步化学反应的分岔	(27)
2.2.3 多步化学反应的自激振荡	(29)
2.2.4 多步化学反应与声学的相互作用	(34)
2.2.5 蒸发振荡对多步化学反应的影响	(37)
2.2.6 结果讨论	(38)
2.3 时空相互作用动力学模型	(40)
2.3.1 各状态参数的稳态分布与振型之间的相互影响	(40)
2.3.2 声学振型之间的非线性相互作用	(42)
2.3.3 结论	(45)
2.4 燃烧不稳定的一般热力学分析	(45)
2.4.1 线性非平衡热力学与最小熵产生定律	(46)
2.4.2 最小熵产生定律的违反与 Rayleigh 准则	(49)
2.4.3 非线性非平衡热力学分析	(50)
2.4.4 结论	(53)
2.5 火箭发动机燃烧稳定性控制	(54)
2.5.1 被动控制	(54)
2.5.2 主动控制	(55)
2.5.3 第三种控制方法	(57)
2.5.4 结论	(59)
2.6 小结	(59)

第三章 液体火箭发动机燃烧稳定性数值研究

3.1 燃烧室中非线性声波的传播	(61)
------------------	------