

西北工业大学专著出版基金资助

爆震组合循环 发动机研究导论

范 玮 李建玲 等 著



科学出版社

爆震组合循环发动机研究导论

范 玮 李建玲 等 著

科 学 出 版 社

北 京

内 容 简 介

爆震组合循环发动机的概念提出于 21 世纪初,该种类型的发动机基于各种形式的爆震燃烧波,有可能在马赫数 0~25、飞行高度 0~100 km 的飞行包线内运行,满足高超声速飞行器的动力需求。本书较全面地介绍了国内外在爆震组合循环发动机方面的研究现状和发展趋势,系统地阐述了课题组在这方面所取得的研究成果,重点介绍了爆震组合循环发动机的基础知识、工作原理、性能分析方法、结构形式、数值模拟、原理性试验和关键技术等。

本书可为从事爆震发动机研究、设计与研制的工程技术人员和航空宇航推进理论与工程专业的师生提供参考。

图书在版编目(CIP)数据

爆震组合循环发动机研究导论/范玮等著. —北京:科学出版社,2014

ISBN 978-7-03-040787-0

I. 爆… II. 范… III. 爆震-应用-航空发动机-研究 IV. V23

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 113318 号

责任编辑:魏英杰 杨向萍 / 责任校对:鲁 素

责任印制:肖 兴 / 封面设计:陈 敬

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>

文林印务有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

2014 年 6 月第 一 版 开本:B5(720×1000)

2014 年 6 月第一次印刷 印张:16 3/4

字数:338 000

定价:95.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

前 言

当前航空航天动力装置主要基于常规的等压燃烧方式,这类发动机已发展到一个相当成熟的阶段,进一步提高其性能主要依赖于新材料、新工艺和新结构的发展。当部件效率和材料一定时,基于爆燃燃烧方式的动力装置的性能受到等压循环热效率的限制。因此,迫切需要发展一种热循环效率高、推重比大、性能更好的动力装置。以爆震燃烧方式为基础的爆震发动机有可能成为这样一种新型动力装置。爆震波是一种带有化学反应的强激波,具有传播速度快、能增压的特点,当用于动力装置时能提高发动机的热效率,降低发动机的重量,提高发动机的性能。按爆震波传播方式,爆震发动机可分为脉冲爆震波发动机、驻定爆震波发动机以及旋转爆震波发动机。按结构形式,爆震发动机可分为“纯”爆震发动机、混合式爆震波发动机以及组合式爆震发动机。每一种爆震发动机都有自身的特点和应用范围。

高超声速飞行器技术是当前国内外航空航天的研究热点,具有重要的战略意义和极高的工程应用价值。未来的高超声速飞行器要求与之匹配的发动机能在马赫数 $0\sim 25$ 、飞行高度 $0\sim 100\text{ km}$ 的飞行包线内运行。2001 年,美国得克萨斯州大学阿灵顿分校的 Wilson 等提出了爆震组合循环发动机的新概念,希望将其应用于超声速飞行器以及空天飞机。爆震组合循环发动机在概念上与超燃冲压组合循环发动机类似,但其使用的燃烧方式为爆震燃烧而非传统的爆燃燃烧。结合脉冲传播爆震和驻定斜爆震两种模式,设计了四种工作模态。

模态 1 从起飞到来流马赫数 $3\sim 4$,采用加装引射器的脉冲爆震火箭发动机(EAPDRE)模态工作。

模态 2 在来流马赫数 $3\sim 8$,当爆震室进口马赫数小于 CJ 马赫数时,采用逆流传播的脉冲正爆震波发动机(PNDWE)模态工作。

模态 3 在来流马赫数 $8\sim 12$,当爆震室进口马赫数大于 CJ 马赫数时,采用稳态斜爆震波发动机(ODWE)模态工作。

模态 4 当来流马赫数大于 12,关闭进气流道,采用纯脉冲爆震火箭发动机(PDRE)模态工作。

爆震组合循环发动机具有以下几个主要特点。

第一,各种模态被设计在同一流路中工作,且流路中无复杂旋转增压部件,发动机结构较简单。

第二,利用超声速流中逆流传播的正爆震波和驻定的斜爆震波来产生推力,在燃烧的同时利用爆震波对超声速来流进行减速。因此,在超声速流进入燃烧室前

无需将其减速至亚声速,从而使总压损失降低,同时能够使燃烧室内温度保持在自燃温度以下,为高超声速飞行时能量难以加入的难题提供可能的解决办法。

第三,由于引入 PNDWE 模态,使 ODWE 存在的斜爆震波驻定难题在多模态爆震组合发动机中得到解决。

第四,脉冲爆震引射模态(模态 1)属于非稳态引射,由于非稳态引射效果优于常规稳态引射,有望使得发动机结构更紧凑。

第五,在 PDRE 加装引射器,可以带来推力增益、降低排气噪声,有望通过在引射器中组织二次燃烧实现地面自吸气启动。

由此可见,较之超燃冲压组合循环发动机,爆震组合循环发动机是一种很有远景的高超声速飞行器以及空天飞机新型动力备选方案。

虽然 Wilson 等提出了爆震组合循环发动机的初步构想,但他们只对其进行了粗线条的描述。由于爆震组合循环发动机在超声速飞行器以及空天飞机上有着明确的应用前景,国外对其相关技术高度保密,推动爆震组合循环发动机必须建立在自力更生、大胆创新的基础上。西北工业大学爆震推进研究组在国家自然科学基金、863 计划和高校博士点基金的资助下,在国内率先开展爆震组合循环发动机的预先研究。为了总结经验,扩大交流与合作,作者对近十年来在爆震组合循环发动机研究方面所取得的最新研究成果进行总结,为我国从事爆震发动机研究、设计与研制的工程技术人员和航空宇航推进理论与工程专业的师生提供参考。

我国航空航天动力界许多领导、专家及同行对于我们的工作一直给予了大力支持和热情鼓励,本书内容除包含作者工作外,还包含了课题组所有成员和博士生、硕士生的研究成果,如李强、叶斌、王育虔、涂洪妍、谢开成、穆杨、朱旭东等,博士生陈文娟、严宇、靳乐为本书的校对及修改做了大量细致工作。本书由范玮、李建玲、严宇、范珍潞、王玮、王可、高瞻参与撰写,最后由范玮定稿。

感谢西北工业大学严传俊教授仔细审阅了本书,并提出了宝贵的修改意见。

相对于现有的航空宇航推进系统,爆震组合循环发动机尚处于初级研究阶段,研制出可以实际应用的爆震组合循环发动机尚面临着许多挑战和难题。本书内容仅是课题组研究工作的阶段小结,部分见解可能有一定的局限性。由于作者水平有限,书中不当之处在所难免,恳请读者批评指正。

主要符号表

1. 物理量符号

t_{cycle}	一个爆震循环周期	w_f	燃料的质量分数
t_{fill}	可燃混合物填充时间	p_1	爆震管内的初始压力
$t_{\text{detonation}}$	点火及起爆时间	p_2	爆震压力
t_{exhaust}	燃烧产物膨胀排气时间	p_3	平台区压力
t_{purge}	隔离气体的吹除时间	t_1	爆震波在爆震室传播所需时间
f_{max}	极限工作频率	t_2	第一道反射膨胀波到达推力壁的时间
L_{PDRE}	脉冲爆震火箭发动机的长度	t_3	推力壁压力松弛时间
V_{fill}	填充速度	p_f	填充压力
L_{DDT}	爆燃向爆震转变的距离	T_f	填充温度
t_{delay}	点火延迟	ρ_f	填充密度
$t_{\text{det-propagation}}$	爆震波在管内传播时间	p_0	燃烧后,燃烧室的初始压力
U_{CJ}	爆震波的传播速度	T_0	燃烧后,燃烧室的初始温度
F	发动机推力	$\dot{m}$	喷管出口的瞬时质量流量
g	重力加速度	P_{∞}	环境压力
I_{sp}	混合物比冲	v_e	喷管出口平面的瞬时排气速度
$\dot{m}_0$	电磁阀的流量	A_e	喷管出口平面的面积
f	频率	P_e	喷管出口平面的压力
S	电磁阀工作时的占空比	I	冲量
$\dot{m}_{\text{O}_2}$	氧气流量	r	燃烧室密度比
$\dot{m}_{\text{fuel}}$	燃料流量	r_e	喷管出口—燃烧室密度比
V	爆震管的体积	r_{cv}	燃烧室压力为填充压力时的密度比
L	爆震管的长度	γ	比热比
d	爆震管的内径	c_0	初始排气时刻的当地声速
F_{avg}	平均推力	R_g	气体常数
$I_{\text{sp f}}$	燃料比冲	R	摩尔气体常数
ϵ	喷管面积膨胀比	M	气体摩尔质量
A_e	喷管出口面积	Δt	时间差
A^*	喷管喉道面积	M_1	进口马赫数
M_e	喷管出口马赫数	M_{CJ}	CJ 马赫数
ι	无量纲的冲量	h	比焓
τ	无量纲的排气时间	q	单位质量可燃气体的释放热量

m_{cp}	燃烧室剩余燃气质量	C_p	比热容
$\bar{C}_F$	排气过程平均推力系数	u_w	燃烧波速
ϕ_0	燃烧室-环境压力比	s	熵
A_{in}	喷管入口面积	c	声速
A_d	爆震管横截面积	h_{t_0}	燃料的总焓
ϵ'	喷管的收敛比	E	单位质量总能
v_{det}	主爆震室内爆震波速	W	混合物平均相对分子质量
Δx	相邻压力传感器之间的距离		

2. 上、下标

0	初始时刻	t	滞止参数
e	喷管出口平面	inlet	进气道参数
cv	等容过程	th	喉部
cp	等压过程	i	燃烧室
total	总循环过程	∞	自由来流参数
max	最大值	1a	第一道斜激波后参数
min	最小值	1b	完全混合后参数
CD	收敛扩张喷管	3	燃烧后的参数
C	收敛喷管	4	泰勒波后的参数
D	扩张喷管	5	膨胀波后的状态
1	燃烧波前状态	f	燃油
2	燃烧波后状态		

3. 缩略词

PDE	pulse detonation engine, 脉冲爆震发动机
APDE	air-breathing pulse detonation engine, 吸气式脉冲爆震发动机
PDRE	pulse detonation rocket engine, 脉冲爆震火箭发动机
ODWE	oblique detonation wave engine, 斜爆震波发动机
RDE	rotating detonation engine, 旋转爆震发动机
PNDWE	pulsed normal detonation wave engine, 脉冲正爆震波发动机
DDT	deflagration to detonation transition, 爆燃向爆震转变
CJ	chapman jouguet, 理想定常爆震波
ZND	Zel'dovich, von Neumann, Doring 提出的爆震波结构模型
FF	fill fraction, 填充分数

目 录

前言

主要符号表

第 1 章 绪论	1
1.1 爆震推进应用的三种基本形式	1
1.1.1 脉冲爆震发动机	1
1.1.2 驻定爆震发动机	15
1.1.3 旋转爆震发动机	18
1.2 爆震组合循环发动机概念介绍	22
1.3 本书主要内容介绍	23
第 2 章 发展高性能脉冲爆震火箭发动机的实验研究	25
2.1 高频脉冲爆震火箭发动机的实验探索	25
2.1.1 实现脉冲爆震火箭发动机高频运行的关键技术	25
2.1.2 极限工作频率	32
2.1.3 进一步提高频率的设计方案	34
2.2 螺旋凹槽作为爆震增强装置	40
2.3 基于主动冷却的燃油加温技术	44
2.3.1 原理及技术简介	44
2.3.2 实验装置及方法	45
2.3.3 主动冷却技术对脉冲爆震火箭发动机性能的影响	46
2.3.4 结论	56
2.4 脉冲爆震火箭发动机性能调节规律研究	56
2.4.1 瞬时推力测量	57
2.4.2 脉动流量测量	61
2.4.3 填充分数随工作频率的变化	62
2.4.4 平均推力随工作频率的变化	63
2.4.5 平均推力随填充分数的变化	65
2.4.6 可爆混合物比冲随工作频率的变化	65
2.4.7 可爆混合物比冲随填充分数的变化	66
2.5 尾喷管构型的实验研究	67
2.5.1 引言	67
2.5.2 研究方法及实验装置	70
2.5.3 实验结果及分析	72

2.5.4 小结	80
2.6 多分支管脉冲爆震火箭发动机的实验研究	80
2.6.1 转折角度对于爆震波强度的影响	82
2.6.2 分支管数目对于爆震波强度的影响	84
2.6.3 各种构型的平均推力比较	85
2.7 小结	87
第3章 脉冲爆震火箭发动机多循环工作过程数值仿真	89
3.1 准一维模型和数值方法	89
3.1.1 控制方程	89
3.1.2 Strang 算子分裂	90
3.1.3 空间离散	90
3.1.4 时间离散	92
3.1.5 化学源项处理	92
3.2 参数选择及程序验证	92
3.2.1 参数选择	92
3.2.2 一维爆震波	93
3.3 物理模型和数值方法	96
3.4 直爆震管流动特性和性能	97
3.4.1 流动特性	97
3.4.2 占空比的影响	99
3.5 收敛扩张喷管对流动和性能的影响	103
3.5.1 流动特性	104
3.5.2 占空比的影响	105
3.6 收敛喷管对流动和性能的影响	109
3.6.1 流动特性	110
3.6.2 占空比的影响	111
3.7 扩张喷管对流动和性能的影响	114
3.7.1 流动特性	114
3.7.2 占空比的影响	115
3.8 小结	118
第4章 基于等容循环的脉冲爆震火箭发动机性能分析	120
4.1 各种性能估算分析模型简介	120
4.1.1 基于热力循环分析方法的零维模型	120
4.1.2 基于推力壁压力积分法的性能分析模型	121
4.1.3 基于一维非定常特征线理论的性能分析模型	122

4.1.4 等容循环分析模型	122
4.2 基于等容循环模型的性能计算	123
4.2.1 等容循环模型	124
4.2.2 性能计算过程	125
4.2.3 结果与分析	131
4.3 基于等容模型的脉冲爆震火箭发动机尾喷管分析和设计	147
4.3.1 分析方法	147
4.3.2 结果和讨论	149
4.4 小结	157
第5章 脉冲爆震火箭发动机引射模态的实验研究	159
5.1 引言	159
5.2 非稳态引射器结构设计对增推效果的影响	159
5.2.1 实验装置	160
5.2.2 实验方法	162
5.2.3 实验结果及分析	163
5.3 工作频率对引射器增推效果的影响	168
5.3.1 实验装置	168
5.3.2 实验结果及分析	169
5.3.3 小结	174
5.4 引射器内二次爆震的实验探索	175
5.4.1 实验装置	175
5.4.2 实验过程和分析	176
5.4.3 二次爆震实验	180
5.5 小结	183
第6章 脉冲正爆震波发动机理论分析	185
6.1 引言	185
6.1.1 脉冲正爆震波发动机相关理论和数值研究	185
6.1.2 脉冲正爆震波发动机相关实验研究	187
6.2 滞止的 Hugoniot 方程	190
6.3 沿 Hugoniot 曲线的熵变	193
6.3.1 稳态正爆震与稳态爆燃	193
6.3.2 脉冲正爆震波发动机与亚燃冲压发动机	195
6.3.3 脉冲正爆震波发动机与超燃冲压发动机	197
6.4 脉冲正爆震波发动机的优势飞行马赫数范围	198
6.5 出口条件的影响	199

6.6 小结	201
第7章 斜爆震发动机的性能分析	202
7.1 引言	202
7.2 数学模型	202
7.2.1 斜激波	203
7.2.2 燃料混合	203
7.2.3 爆震波后气流偏转和喷管内等熵膨胀	204
7.2.4 斜爆震波发动机的性能计算	204
7.3 斜爆震发动机性能计算的结果分析	205
7.4 斜爆震波发动机和超燃冲压发动机的性能对比	209
7.5 小结	212
第8章 超声速流中爆震起始与传播的数值模拟	213
8.1 控制方程和数值方法	213
8.1.1 二维多组分欧拉方程	213
8.1.2 多组分理想气体状态方程	214
8.1.3 化学反应速率表示	215
8.1.4 Strang 算子分裂法	216
8.1.5 非定常流的双时间步长法	216
8.1.6 化学反应源项的处理	217
8.1.7 控制方程的空间离散	217
8.1.8 控制方程的时间离散	219
8.2 计算模型和初始条件	220
8.3 爆震室进口马赫数的影响	221
8.3.1 爆震室进口马赫数 1.5	221
8.3.2 爆震室进口马赫数 2.5	224
8.3.3 爆震室进口马赫数 3.5	227
8.3.4 爆震室进口马赫数 5.0	230
8.3.5 爆震室进口马赫数 6.0	231
8.3.6 不同爆震室进口马赫数结果的对比	233
8.4 爆震室收敛角度的影响	236
8.5 爆震室收敛段长度的影响	238
8.6 小结	240
参考文献	242
附录	258

第 1 章 绪 论

现有的航空航天动力装置主要基于常规的等压燃烧方式,这类发动机已发展到了一个相当成熟的阶段,进一步提高其性能,主要依赖于新材料的发展。当部件效率和材料一定时,基于爆燃燃烧方式的动力装置的性能便会受到基本热力学的限制。因此,迫切需要发展一种基于全新热力循环方式、高热循环效率、高推进性能的动力装置。早在 1940 年,Zel'dovich^[1]就指出爆震燃烧具有比等压燃烧和等容燃烧更高的热效率。因此,较之基于爆燃燃烧方式的常规动力装置来说,基于爆震燃烧方式的动力装置有潜在的性能优势。

对于爆震现象的科学研究可追溯到 19 世纪末期^[2],至今与爆震相关的研究依然是前沿和热点。在研究火焰传播的过程中,Berthelot 和 Vieille 以及 Mallard 和 Le Chatelier 都发现了爆震现象^[3]。热循环效率高的潜在优点是促使人类发展基于爆震燃烧方式的动力装置的主要因素。此外,爆震燃烧能够实现自增压,爆震波产生的增压比可达 15~55^[4],燃料和氧化剂注入燃烧室的喷射压力相对较低,因此在基于爆震燃烧方式的动力装置流路中可以不使用复杂的旋转增压部件。这可使整个系统的结构设计简化、重量减轻、研制及生产成本大大降低。为了将爆震燃烧应用于实际的推进系统,研究人员构想了爆震推进应用的三类基本形式^[5~7],即脉冲爆震、驻定爆震和旋转爆震。

1.1 爆震推进应用的三种基本形式

1.1.1 脉冲爆震发动机

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine,PDE)是一种利用间歇式或脉冲式爆震波产生的高温、高压燃气发出的冲量来产生推力的新概念发动机^[8,9]。根据是否自带氧化剂,PDE 可分为吸气式脉冲爆震发动机(air-breathing pulse detonation engine,APDE)和脉冲爆震火箭发动机(pulse detonation rocket engine,PDRE)两类^[10,11]。PDE 的一个工作循环包含氧化剂和燃料的填充、爆震的起始、爆震波的传播以及排气等四个基本过程。与传统的动力装置相比,PDE 具有两个显著特点,即非稳态运行和爆震燃烧。脉冲爆震与经典爆震理论的研究对象不同,后者主要以单次爆震为对象,迄今为止还没有建立公认的脉冲爆震理论体系,因此对这种新型释能方式进行基础研究有着重要的学术价值和现实意义。

早在 1940 年,德国的 Hoffman^[12]就撰写了第一个关于 PDE 的研究报告,首

开脉冲爆震推进研究先河。20 世纪 50 年代,美国密西根大学的 Nicholls 等^[13]对 PDE 作为动力装置的可行性进行了实验研究。但是,由于这种燃烧过程的非稳态特性以及当时理论计算和实验诊断手段的欠缺,有关 PDE 的研究一直没能取得突破性进展。1962 年,使用与 Nicholls 等相似的实验装置,Krzycki^[14]在美国海军实验室进行了 PDE 实验研究,并根据自身有限的实验结果,得出了 PDE 应用于推进领域并不乐观的结论。可能是由于 Krzycki 的结论,从 20 世纪 60 年代起,有关 PDE 概念的实验研究工作基本停止^[15]。20 世纪 80 年代中期,随着燃烧计算方法和实验诊断技术的不断发展,爆震燃烧在推进系统中的应用研究进入了实质性发展阶段。1986 年,美国海军研究院的 Helman 等^[16]对 PDE 概念重新进行了实验考察。Helman 等采用前置预爆管设计来满足乙烯/空气混合物起爆所需的高点火能量要求,用前端小管内乙烯/氧气混合物所产生的爆震波来引爆后部大管内的乙烯/空气混合物,工作频率可达 25 Hz。在这个类似推进器的装置上人们首次成功获得了脉冲爆震波。Helman 等所使用的多循环爆震实验装置如图 1.1 所示。根据单次爆震和多次爆震的实验结果,Helman 等预测 PDE 的频率可达 150 Hz,比冲可达 1000~1400s。尽管 Helman 等实验测得的波速小于 1000m/s,远低于 CJ 爆震波速度^[4],也就是说主爆震管内并未形成充分发展的爆震波,但他们的研究依然重新点燃了各国学者对 PDE 研究的热情。

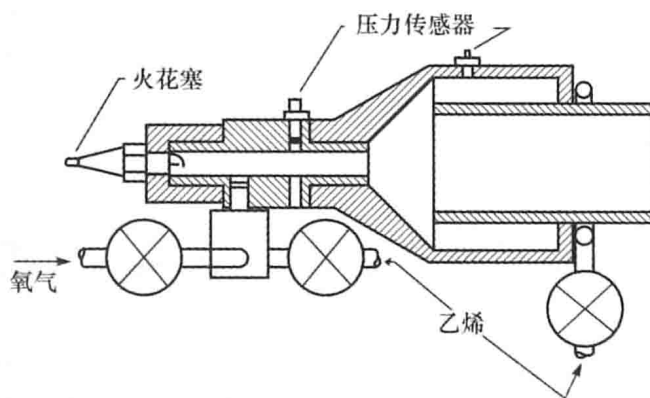


图 1.1 Helman 等多循环爆震实验装置

自 20 世纪 90 年代以来,由于人们对爆震现象有了更为深刻的认识,以及高速飞行器对高效、紧凑推进器的迫切需求,脉冲爆震推进研究又重新成为研究热点,PDE 进入了全面发展时期。美国多家大学、发动机公司、研究机构纷纷投入经费,制定相应计划,大力发展 PDE 技术。美国 NASA 的革命性概念(Revolutionary Concepts, RevCon)项目将脉冲爆震技术列为 21 世纪三大航空技术革新概念之一。NASA 的 PDE 研究涉及所有航空推进领域应用脉冲爆震燃烧技术,先后启动了 PDE 飞行计划、PDE 技术计划和 PDRE 计划。1999 年,美国海军研究办公室启动了为期五年的有关 PDE 核心技术的多学科大学研究创新计划^[17]。由于 PDE

具有热循环效率高、结构简单、推力调节范围广、可模块化集成等诸多潜在优势,中国、法国、俄罗斯、日本、瑞典、加拿大等很多国家相继开始了PDE的研究工作。

自 Helman 等^[16]的研究工作发表以后,公开报道PDE研究工作的文献日益增多,与此同时,人们也发表了大量的PDE综述文章。1991年,美国科学应用国际公司的Eidelman等^[15]综述了20世纪80年代的PDE研究工作。1997年,Eidelman^[18]综述了PDE研究现状,总结了PDE实际应用所需要解决的关键问题,规划了当时PDE的技术发展路线。尽管Eidelman低估了PDE关键技术问题的研究难度,规划时间过短,但其提出的PDE技术发展路线至今仍具有重要的指导意义。1999年,美国海军研究实验室Kailasanath等^[19]回顾了PDE数值模拟研究所取得的重要成果。2000年,Kailasanath^[5]回顾了爆震在推进系统中的应用情况。2001年1月,Kailasanath^[20]对各种估算PDE性能的理论、实验和计算研究进行了综述。同年7月,Kailasanath^[21]又对PDE喷管的理论和计算研究进行了回顾。2002年Kailasanath^[22,23]受邀在第40届AIAA航空航天科学大会上对PDE的研究进展进行了较为全面的综述,2003年美国GE公司全球研究中心能源与推进技术实验室的Dean^[24]受邀在第39届AIAA/ASME/SAE/ASEE联合推进会议上对脉冲爆震推进的进展进行综述,这些充分表明PDE的研究工作在航空航天领域备受瞩目。2004年,美国海军研究实验室的Roy等^[3]受邀在能源和燃烧领域最具权威的杂志*Progress in Energy and Combustion Science*上发表PDE综述文章,文章详实地回顾了近年来PDE在基础和应用研究方面所取得的进展和各种PDE设计概念,指出发展实用PDE所需要攻克的七大关键技术难题。由于液态碳氢化合物的可爆性远低于气态燃料,目前大多数PDE研究采用气态燃料,但从PDE实际应用的角度出发,高能量密度的液态碳氢化合物才是理想燃料。由于两相爆震的意义更大。2003年和2006年,Kailasanath^[25,26]专门对使用液态燃料的两相PDE研究工作进行了综述。2009年,Kailasanath^[27]又总结了有关脉冲爆震燃烧系统的近期研究进展。尽管在过去20年内,PDE的研究取得了巨大进展,但是将PDE应用于实际推进仍有待时日,一系列极富挑战性的关键问题还有待解决。

由于PDE具有间歇式、周期性工作的特点,工作频率是PDE的一个重要参数,提高PDE的工作频率具有重要的意义。

① 当爆震管几何尺寸和单个循环的填充度确定时,PDE的工作频率越高,能产生的推力越大,推重比越高。

② 工作频率越高,越接近“稳定”状态,造成的振动越小,对延长载机的工作寿命越有益。当工作频率增大到100 Hz时,可认为PDE的推力连续。

③ 工作频率越高,发动机的噪声对人体的伤害越小。

④ 高频工作时,发动机内壁温度变化小,由此带来的部件热疲劳也小。

鉴于这些提高工作频率所能带来的好处,研究人员正致力于发展高频PDE。

PDE的工作频率受到燃料和氧化剂的供给频率、点火频率和爆震频率的制

约。因此发展高频 PDE,需要解决燃料和氧化剂的高频间歇供给、脉冲爆震波的高频触发与起爆以及供油、供气、点火和排气过程的匹配等问题。燃料和氧化剂供给系统既要尽量简单又要能满足高频间歇供应,相关研究非常重要且具挑战性。PDE 非定常的工作特点决定其燃料和氧化剂的供应具有非稳态特性,爆震室供油供气方式可分为有阀和无阀(气动阀)两种形式。

1. 无阀式 PDE

无阀式 PDE 的爆震管头部为部分封闭,燃料和氧化剂的供给与切断是利用爆震室与供给系统之间周期性的压差变化来控制的,因此有的研究机构也称其为气动阀式 PDE。无阀式 PDE 包括两种形式:燃料和氧化剂供给全部无阀控制以及仅氧化剂无阀控制、燃料间歇供给由阀门控制。在全无阀 PDE 中,燃料和氧化剂连续供入爆震室,利用间歇式点火来控制发动机工作频率。

2002 年,美国海军研究生院 Brophy 等^[28~31]研制了一种带预爆管的无阀 PDE,如图 1.2 所示。预爆管内采用氧气作为氧化剂,主爆震管内采用空气作为氧化剂,预爆管采用普通火花塞点火,燃料和预爆管内的氧化剂采用高频电磁阀控制间歇供给,主爆震室内的空气无阀连续供给。采用乙烯为燃料,预爆管的工作频率可达 100 Hz,主爆震室实现的最高工作频率为 40 Hz,并给出了 40 Hz 时的温度和压力波形^[32]。最近,Brophy 等^[33,34]又设计了一种新的无阀 PDE,空气无阀连续供给,乙烯采用电磁阀控制间歇供给,采用瞬态等离子点火的方法,没有使用预爆管。他们宣称该 PDE 所能达到的工作频率为 80 Hz,但是没有给出相应的压力波形图。美国宾夕法尼亚州立大学的 Ma 等^[35~37]选用乙烯为燃料,对海军研究生院的无阀 PDE 进行了数值研究。通过模拟发动机内部流场和多循环运行,他们发现主燃烧室内的燃烧波将引起进气道的压力升高,因此为了保证发动机的正常启动,必须谨慎地处理进气道和燃烧室之间的相互影响问题。目前这种设计还有待进一步优化以提高进气道与燃烧室之间的隔离效果。此外,2004 年,法国 Roxel 公司和法国航宇研究局^[38]也设计了一种无阀 PDE,其整体设计与 Brophy 等设计的无阀 PDE 类似,也采用了预爆管点火技术。他们使用氢气为燃料,研究了不同当量比范围下 PDE 的多循环运行。

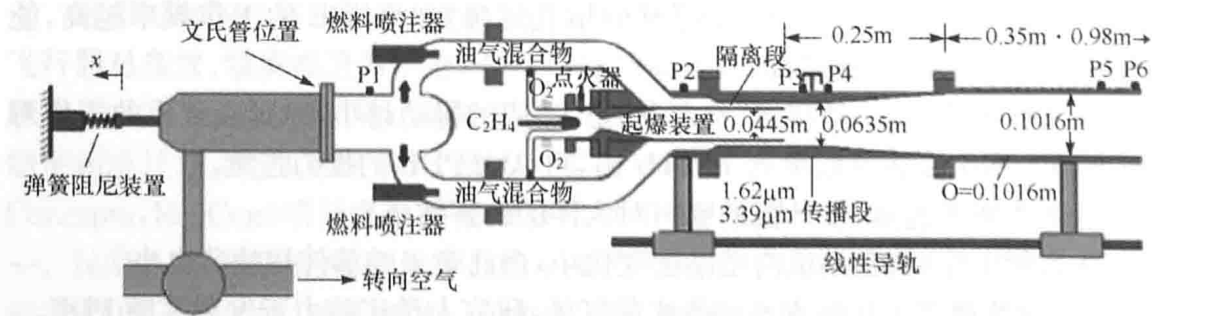


图 1.2 带预爆管的无阀 PDE 结构

美国 GE 全球研究中心 Tangirala 等^[39]研制的 PDE,其中空气的供给方式为无阀连续供给,乙烯燃料依靠电磁阀控制实现供给。2006 年,Hinckley 等^[40]选用 JetA 为燃料、空气为氧化剂,在这种无阀 PDE 上实现的最高工作频率为 25 Hz。目前,GE 全球研究中心正在研制一种脉冲爆震燃烧室(pulse detonation combustor, PDC)涡轮组合发动机,采用 PDC 代替传统的连续流燃烧室。Rasheed 等^[41]设计了一个八管环形阵列的多管 PDC 用以驱动单级轴流涡轮,如图 1.3 所示。八个 PDC 共用一个进气头部,空气采用无阀连续供给,燃料的供给由电磁阀控制,使用的燃料为乙烯,目前每个燃烧室的点火频率可达 20 Hz。

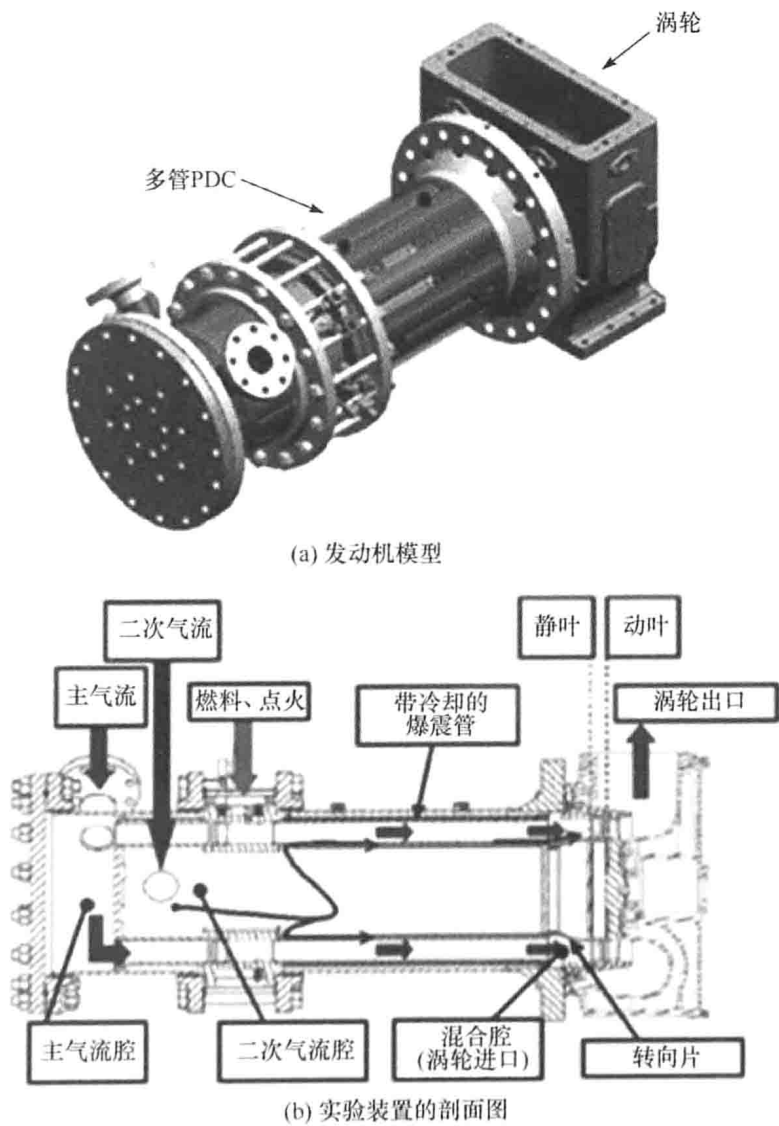


图 1.3 GE 全球研究中心研制的 PDC 涡轮组合发动机

2006 年,美国普渡大学的 Shimo 和 Heister 等^[42~44]设计了一种新的无阀 PDE,燃料和空气均采用无阀连续供给。普渡大学研制的第一代无阀 PDE 使用的

燃料为乙烯和丙烷,但是尽管采用气态燃料,发动机实际运行的频率仍很低(<10 Hz),理论上所能达到的最高频率也仅为 13.7 Hz^[45]。基于发动机实际应用的考虑,普渡大学计划研制使用液态碳氢燃料的第二代无阀 PDE。

2007 年,日本青山学院 Kitano 等^[46]在一个内径 15 mm、 660 mm 长的爆震管中进行了多循环爆震实验。氧化剂采用无阀供给,实验的两种氧化剂分别为氧气和空气,采用的燃料为氢气。当氧化剂采用氧气时,使用电磁阀控制氢气的间歇供给。他们给出了氢气/氧气 PDE 8 Hz 运行时的压力波形,实验结果表明实现了多循环爆震。以空气作氧化剂时,使用电喷嘴控制氢气的间歇供给,他们宣称发动机运行的最高频率可达 80 Hz,但没有给出多循环运行的压力波形。

自 1994 年开始,西北工业大学 PDE 研究课题组在爆震推进理论与应用研究方面开展了大量工作^[47~49],包括无阀 PDE 的研究^[50~60]。2005 年,李牧等^[52~54]将无阀火箭式汽油/空气 PDE 模型机的起爆频率提高至 66 Hz。王治武等^[57,58]以液态航空煤油为燃料、空气为氧化剂,实现了无阀吸气式 PDE 的高频运行,目前爆震频率可达 35 Hz。上述研究中采用的点火能量均为 0.05 J。

南京航空航天大学也在无阀 PDE 方面开展了大量的研究工作^[61~68]。2006 年,南京航空航天大学张义宁等^[67]采用锥形与旋流相结合的气动阀进气、自适应供油设计,使用 0.5 J 的点火能量,实现了汽油/空气的高频运行,最高工作频率达到 50 Hz。2009 年,黄玥等^[68]选用航空煤油为燃料、空气为氧化剂,采用直流式气动阀设计,实现了 PDE 多循环稳定工作。他们所实验的 PDE 内径为 29 mm,总长 1175 mm,点火能量为 $0.3\sim0.5$ J,发动机达到的最高工作频率为 40 Hz。但当点火频率提高至 50 Hz 时,发动机出现了不协调工作现象,所获得的压力波形出现了明显间断,没有实现 50 Hz 的高频运行。

较之有阀式设计来说,气动阀结构较为简单,是 APDE 比较理想的进气阀,但是无阀式 PDE 也存在一系列问题。首先,在实际运行中,无阀式 PDE 的供给系统将受到爆震室内压力的强烈影响,而且这种压力反传作用对氧化剂和燃料供给系统的影响程度也不同,因此在这种构型的发动机中油气的匹配供给是一个难题。其次,爆震室内爆震形成的高压燃气会反向流入供给系统,下一个循环开始时最初流入爆震室的是上一个循环流入供给系统的废气,这段废气排空时间对发动机极限工作频率有很大影响。此外,由于无阀式 PDE 的爆震管头部并非完全封闭,回传压力波对进气道的影响要远远高于预期,燃烧产物的逆流会导致实际发动机的冲量低于理想值。尽管国内外研究机构都对无阀式 PDE 进行了大量的研究,提出了多种气动阀设计方案,但总的来说目前气动阀可取的结构形式和设计方法仍不成熟。

2. 旋转阀式 PDE

较之无阀结构设计来说,有阀设计可以大大阻隔爆震室非定常流对上游的影